

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа-та ракетобудування

«На правах рукопису»
УДК 629.7.02

«До захисту допущено»

В.о. завідувача

кафедри _____ Володимир КАБАНЯЧИЙ
(підпис) (ініціали, прізвище)

«__» _____ 2020 р.

**Магістерська дисертація
на здобуття ступеню магістра**

зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка
(код і назва спеціальності)

на тему: Експериментальний літак з арковим крилом

Виконав: студент VI курсу, групи АЛ-391мп

Нечас Дмитро Віталійович

(прізвище, ім'я, по батькові)

(підпис)

Науковий керівник

к.т.н., Зінченко Д.М.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Консультант

(назва розділу) (науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали)

(підпис)

Рецензент Ст.викладач каф. СКЛА, к.т.н. Камелін А.Б.

(посада, науковий ступінь, вчене звання, прізвище та ініціали)

(підпис)

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень із праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студент _____
(підпис)

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Нечас Дмитро Віталійович

1. Тема дисертації «Експериментальний літак з арковим крилом», науковий керівник дисертації Зінченко Д.М., доцент, к.т.н., доцент кафедри, затверджені наказом по університету від «__»місяць 2020 р. № _____¹
2. Термін подання студентом дисертації 10 грудня 2020 р.
3. Об'єкт дослідження Експериментальний літак з арковим крилом
4. Вихідні дані Висота польоту – від 30м;
5. Перелік завдань, які потрібно розробити
 - 5.1. Аналіз стану завдання. Постановка рішення наукової задачі.
 - 5.2. Розрахункові дослідження аеродинамічних характеристик аркового крила.
 - 5.3. Дослідження аеродинамічних характеристик літального апарату з замкнутим крилом.
 - 5.4. Розробка стартап-проекту.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу
 - 6.1. Огляд результатів наукових досліджень.
 - 6.2. Огляд наукових праць.
 - 6.3. Особливості літака з арковим крилом.
 - 6.4. Планування обчислюваного експерименту.
 - 6.5. Аналіз результатів математичного моделювання літака з арковим крилом.
 - 6.6. Креслення стапеля складання аркового крила .
7. Орієнтовний перелік публікацій
 - 7.1. Стаття у фаховому виданні.
 - 7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8.Дата	видачі	завдання	<u>01.10.</u>
<u>2019</u>			

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналітичний огляд сучасних робіт по розробці літаків з аркового крилом	до 15.09.2020 р.	
2.	Методика розрахунку аеродинамічних характеристик аркового крила.	до 31.10.2020 р.	
3.	Розробка розрахункової моделі аркового крила.	до 15.10.2020 р.	
4.	Розрахунок аеродинамічних характеристик аркового крила. Дослідження оптимального розташування гвинта.	до 30.10.2020 р.	
5.	Визначення параметрів поздовжньої стійкості аркового крила.	до 10.11.2020 р.	
6.	Порівняння аеродинамічних характеристик аркового та звичайного крила.	до 20.11.2020 р.	
7.	Розробка експериментальної моделі аркового крила.	до 30.11.2020 р.	
8.	Розробка стартап-проекту.	до 07.12.2020 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 10.12.2020 р.	
10.	Перевірка на плагіат	до 10.12.2020 р.	

Студент

Дмитро НЕЧАС

Науковий керівник
ЗІНЧЕНКО

Дмитро

Реферат

Магістерська дисертація: “Експериментальний літак з арковим крилом”, 113 сторінок, 71 рисуноків, таблиць 12, посилань 28.

Актуальність: досліджень визначається потребою в удосконаленні експлуатаційних характеристик транспортних засобів, більш ефективному вирішенні основного транспортного завдання за допомогою літальних апаратів (ЛА).

Мета досліджень:

Мета роботи полягає в збільшенні максимальних несучих властивостей ЛА шляхом дослідження форми крил малого подовження, обтічних струменів повітряного гвинта. Для досягнення поставленої мети вирішуються дисертаційні дослідження, які передбачують визначення залежностей аеродинамічних характеристик несучої поверхні малого подовження від спільного впливу на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту.

Для вирішення дисертаційної задачі необхідно вирішити такі завдання:

- Визначити залежність аеродинамічних характеристик аркового крила, при спільному впливі на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту;
- Виконати оцінку прийнятності методів обчислювальної аеродинаміки для моделювання обтікання поверхні БПЛА із арковим крилом, визначено особливості створення розрахункових моделей для розглянутих чисельних методів;

Об'єкт дослідження - літак з арковим крило.

Вхідні данні: висота польоту – до 4200м, довжина літака: 7,31 м, висота літака: 2,5 м, нормальна підйомна маса: 820 кг, максимальна підйомна маса: 900 кг, максимальная швидкість: 225 км/ч, дальність польоту: 530 км, довжина розбігу: 70 м.

Методи дослідження - метод кінцевих елементів, розв'язання системи рівнянь Нав'є-Стокса, панельно-вихровий метод симетричних особливостей, методи статистичного аналізу.

Ключові слова: аркове крило, літак, гвинт, замкнуте аркове крило, рушій, потік повітря, обтікання, панельно-вихровий метод.

Abstract

Master's dissertation: "Experimental aircraft with an arched wing", 113 pages, 71 figures, tables 12, references 28.

Relevance: research is determined by the need to improve the performance of vehicles, more efficient solution of the main transport problem with the help of aircraft.

The purpose of research:

The purpose of the work is to increase the maximum load-bearing properties of the aircraft by studying the shape of the wings of small elongation, streamlined jets. To achieve this goal, dissertation research is solved, which involves determining the dependences of the aerodynamic characteristics of the bearing surface of small elongation on the joint impact on the studied surface of the connected vortices, jets of the working propeller, the tunnel effect.

To solve the dissertation problem it is necessary to solve the following tasks:

- To determine the dependence of the aerodynamic characteristics of the arched wing, with the joint impact on the investigated surface of the connected vortices, jets of the working propeller, the tunnel effect;
- To evaluate the acceptability of the methods of computational aerodynamics for modeling the flow of the surface of the UAV with an arched wing, identified the features of creating calculation models for the considered numerical methods;

The object of study - an aircraft with an arched wing.

Input data: flight altitude - up to 4200m, aircraft length: 7.31 m, aircraft altitude: 2.5 m, normal lifting weight: 820 kg, maximum lifting weight: 900 kg, maximum speed: 225 km / h, flight range: 530 km, run length: 70 m.

Research methods - finite element method, solution of the system of Navier-Stokes equations, panel-vortex method of symmetric features, methods of statistical analysis.

Key words: arched wing, plane, propeller, closed arched wing, propulsion, air flow, flow, panel-vortex method.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	9
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ СТАНУ ЗАВДАННЯ. ПОСТАНОВКА РІШЕННЯ ЗАДАЧІ дисертаційного дослідження.....	14
1.1 Аналіз теоретичних і експериментальних робіт, присвячених аеродинамічній компоновці літального апарату з арковим крилом.....	14
1.2. Класифікація замкнутих крил.....	17
1.3. Обґрунтування аеродинамічного компонування аркового крила.....	31
1.4. Постановка рішення наукової задачі.....	37
Висновки по розділу 1.....	39
РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНКОВІ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АРКОВОГО КРИЛА.....	41
2.1. Моделювання обтікання літального апарату за допомогою панельно-вихрового методу.....	41
2.2. Моделювання обтікання літального апарату за допомогою методу кінцевих елементів.....	48
2.2.1. Система рівнянь методу кінцевих елементів.....	48
2.2.2. Модель турбулентності К-ε.....	53
2.2.3. Модель турбулентності (SST модель).....	64
2.3. Планування чисельного експерименту.....	67
2.3.1. Розрахункові моделі для панельно-вихрового методу.....	67
2.3.2. Розрахункові моделі для методу кінцевих елементів.....	68
2.4. Аналіз результатів.....	69
2.4.1. Результати моделювання обтікання замкнутого аркового крила за допомогою панельно-вихрового методу.....	69
2.4.2. Результати моделювання обтікання замкнутого.....	73

					АЛзмн9105 16.00.00.00 ПЗ						
Зм.	Арк.	№ документа	Підпис	Дата							
Розроб.		Нечас Д.В.			Експериментальний літак з арковим крилом			Літ.	Аркуш	Аркуші	
Перевір.		Зінченко Д.М								6	113
Т.контр.								КПІ ім.Ігоря Сікорського Каф. АРБ гр. АЛ-391-мп			
Н. Контр.											
Затв.											

аркового крила за допомогою методу кінцевих елементів.....	73
2.4.3. Порівняння результатів панельно-вихрового методу і методу кінцевих елементів.....	76
Висновки по розділу 2.....	78
РОЗДІЛ 3. ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ.....	81
ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ІЗ ЗАМКНУТИМ.....	81
АРКОВИМ КРИЛОМ.....	81
3.1. Моделювання взаємодії впливу замкнутого аркового крила ЛА і струменя рушія.....	81
3.2. Очікуване поліпшення експлуатаційних характеристик літальних апаратів з високонесущим крилом малого подовження.....	91
3.2.1. Критерії оцінки.....	92
3.2.2. Особливості аеродинаміки крила малого подовження.....	94
3.2.3. Порівняння з класичною схемою.....	97
3.3. Обґрунтування параметрів компонування літаючої моделі.....	100
3.3.1. Особливості концептуального проектування безпілотного літального апарату.....	100
Висновки по розділу 3.....	101
РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ.....	103
4.1 Опис ідеї проекту.....	103
4.2. Технологічний аудит проекту.....	103
4.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	104
4.4. Розроблення ринкової стратегії проекту.....	105
4.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту.....	107
Висновки по розділу 4.....	108
ВИСНОВКИ.....	109
Список використаної літератури.....	111

ВСТУП

Актуальність теми дисертаційних досліджень визначається потребою в удосконаленні експлуатаційних характеристик транспортних засобів, більш ефективному вирішенні основного транспортного завдання за допомогою літальних апаратів (ЛА). В умовах сучасної урбанізації, а також при експлуатації літального апарату в регіонах з нерозвиненою інфраструктурою найбільш гостро постає питання реалізації мінімально можливих потрібних злітних дистанцій. Застосування вертольотів і конвертопланів дозволяє реалізувати вертикальний зліт і посадку, але їх експлуатація на увазі конструктивних особливостей цих типів літальних апаратів істотно складніше в порівнянні з класичними літаками, вимагає наявності розвиненої інфраструктури обслуговування, і економічно недоцільна при виконанні транспортної задачі на великих відстанях. Також слід зазначити значну тенденцію в розвитку безпілотних літальних апаратів (БПЛА) з мінімальними умовами базування. Ці фактори визначають потребу в конструктивно простому літальному апараті, що дозволяє реалізувати істотний приріст несучих властивостей крила на режимах зльоту і посадки з прийнятними аеродинамічними характеристиками (АХ) на режимі крейсерського польоту, що обумовлює необхідність реалізації значно більшого співвідношення максимальної і мінімальної швидкостей польоту в порівнянні з класичною схемою.

Вирішення цієї проблеми можливе лише за допомогою проведення наукових досліджень компоновок крил з наявністю ефекту суперциркуляції, що реалізується шляхом обдування крила енергетично насиченою струменем рушія.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.

Дослідження за напрямками дисертаційної роботи здійснювалися в рамках держбюджетних науково-дослідних робіт,

що проводяться на кафедрі аеродинаміки і безпеки польотів літальних апаратів Національного авіаційного університету (НАУ):

- НДР №785-ДБ12 «Математичне моделювання динаміки польоту безпілотного літального апарату».

Мета і завдання досліджень:

Мета роботи полягає в збільшенні максимальних несучих властивостей ЛА шляхом дослідження форми крил малого подовження, обтічних струменів повітряного гвинта. Для досягнення поставленої мети вирішується наукова задача, яка передбачає визначення залежностей аеродинамічних характеристик несучої поверхні малого подовження від спільного впливу на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту.

Для вирішення наукової задачі необхідно вирішити такі завдання:

1. Визначити залежність аеродинамічних характеристик аркового крила, при спільному впливі на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту;

2. Виконати оцінку прийнятності методів обчислювальної аеродинаміки для моделювання обтікання поверхні БПЛА із арковим крилом, визначено особливості створення розрахункових моделей для розглянутих чисельних методів;

3. Виконати експериментальні дослідження моделі аркового крила з високими несучими властивостями;

4. Сформулювати загальну схему аеродинамічного проектування замкнутого аркового крила на підставі аналізу результатів розрахункових і експериментальних досліджень.

Об'єкт дослідження - обтікання аркового крила потоком повітря з наявністю струменя гвинта.

Предмет дослідження - аеродинамічні характеристики аркового крила з наявністю струменя рушія.

Методи дослідження - метод кінцевих елементів, розв'язання системи рівнянь Нав'є-Стокса, панельно-вихровий метод симетричних особливостей, методи статистичного аналізу.

На захист виносяться:

Результати експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик аркового крила від спільного впливу на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта і тунельного ефекту;

Залежності аеродинамічних коефіцієнтів аркового крила від чисел Рейнольдса, Маха і коефіцієнта навантаження гвинта B .

Наукова новизна отриманих результатів:

Вперше експериментально визначено характер обтікання компонування аркового крила;

Вперше визначені аеродинамічні характеристики аркового крила з працюючим гвинтовим рушієм для різних параметрів компонування.

Практичне значення отриманих результатів

Отримані залежності аеродинамічних коефіцієнтів аркового крила можуть бути використані при визначенні аеродинамічних навантажень, що діють на конструкцію ЛА з замкнутим крилом і працюючим двигуном. Запропонована методика досліджень аеродинамічних характеристик ЛА із аркового крилом може бути використана в процесі дослідження аеродинамічних характеристик аркових крил, гвинтових рушіїв і інших

замкнутих аеродинамічних поверхонь. Результати дисертаційної роботи можуть бути застосовані при розробці перспективних ЛА з коротким злетом і посадкою і впроваджені в навчальний процес вивчення дисципліни «Сучасне проектування ЛА».

Достовірність наукових положень

Достовірність результатів досліджень підтверджується використанням випробованих методів математичного моделювання обтікання поверхні, сертифікатами робочих еталонів на прилади та обладнання, які були використані при проведенні експериментів.

Структура і обсяг роботи

Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, списку посилань, додатки. Робота викладена на 115 сторінках, містить 71 малюнків і 12 таблиці. Список літератури містить 28 посилань.

Основний зміст роботи

Введення містить обґрунтування актуальності теми дисертації, формулювання мети, предмета, об'єкта досліджень, наукової задачі і методів її вирішення. Викладено наукову новизну та практичне значення отриманих результатів, вказано зв'язок роботи з науковими програмами і особистий внесок здобувача, перераховані публікації та апробації результатів дисертаційного дослідження, наведена структура дисертації.

У першому розділі проведено обґрунтування вибраного напрямку досліджень. Проведено аналіз результатів досліджень аеродинамічних характеристик аркового крила (АК) і замкнутого аркового крила в присутності працюючого повітряного гвинта. Представлений аналіз існуючих математичних методів визначення АХ літальних апаратів. Визначено завдання на дисертаційні дослідження.

У другому розділі розглянуті особливості загальноприйнятих методів математичного моделювання обтікання літального апарату - панельно-вихрового методу (ПВМ) симетричних особливостей, і методу кінцевих елементів (МКЕ), розглянуто їх застосовність для вирішення поставленого наукового завдання, проведені дослідження розрахункових моделей, виконано порівняння і аналіз результатів .

У третьому розділі дисертації представлені результати моделювання взаємодії впливу замкнутого аркового крило ЛА і струменя рушія. Для якісної оцінки переваг досліджуваної схеми виконано порівняльний аналіз можливих льотно-технічних характеристик ЛА з несучими поверхнями різних типів, представлено порівняння результатів чисельного моделювання

та фізичного експерименту для трьох різних типів несучих поверхонь: прямого і дископодібного крил, замкнутого аркового крило а також порівняння аеродинамічних характеристик моделі літака загального призначення класичної схеми (Аеропракт А-2)

РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ СТАНУ ЗАВДАННЯ. ПОСТАНОВКА РІШЕННЯ ЗАДАЧІ дисертаційного дослідження.

У розділі наведено аналіз публікацій, присвячених арковому крилу. Наведено огляд методів експериментального дослідження аркового крила аеродинамічних ефектів. Обґрунтовано вибір методу дослідження. Розкрито наукову задачу.

1.1 Аналіз теоретичних і експериментальних робіт, присвячених аеродинамічній компоновці літального апарату з арковим крилом.

Постійно зростаючі вимоги про те, що повітряне судно повинно задовольнити попит на використання нових аеродинамічних конфігурацій, так як ті, які використовуються в даний час вичерпали свій потенціал для подальшого вдосконалення. Аркове крило має ряд переваг, які можуть розглядатися вимоги до економічної ефективності та екологічної зниженості. На стадії концептуального проектування велику кількість варіантів створюються, з якого, після того, як аналізований обраний базовий варіант. У процесі створення варіанту слід використовувати належної класифікації, щоб належним чином оцінити. До сих пір не аркового крила літака класифікації не було опубліковано. Класифікація, запропонована в даній статті, дозволяє створювати і досліджувати велику кількість варіантів на стадії концептуального проектування, від якого оптимально базовий варіант, щодо даних критеріїв, буде обраний.

Dima Zafirov в своїй статті [1] представив класифікація літаків з кільцевих крилом, так само перевага аркового крила.

Найпершим літак з арковим крилом Блеріо III конфігурації тандему з двома овальними крилами, побудованих в 1906 році Louis Blériot і Gabriel Voisin.

Сучасние зчленоване крило до конфігурації був розроблений Julian Wolkovitch [2]. Він запатентував зчленоване крило ЛА в 1976 році, з крилами, які сформували структурний каркас, який забезпечується як необхідну підйомну силу і рівновагу на крилах, також поверхні управління.

Можна припустити, що конфігурації, відомі як "замкнуте крило", "коробчатое крило", "літак Prabdtl" і "рознесені крила" є окремими випадками зчленованих крилах.

Ligeti Stratos [3] з використанням зчленованої конфігурації крила здійснив свій перший політ в 1985 році.

Конфігурація Зчленоване крило займає провідне місце серед нетрадиційних механізмів ЛА розслідується нових літаків. Він володіє характеристиками продуктивності і розміру польоту переваги в порівнянні з іншими конфігураціями.

В опублікованих роботах представлені наступні твердження про переваги зчленованого крила:

- меншу вагу конструкції крила;
- підвищення жорсткості конструкції;
- зниження індуктивного опору, ніж у еквівалентного свobodнонесущего крила;
- поліпшення трансзвуковом розподіл тиску;
- високий коефіцієнт ковзання;
- зниження зволоженості поверхні і нижнього паразитного опору;
- безпосереднє управління підйомної силою;
- прямий контроль з боку сили;
- хороша стійкість і керованість.

Ці твердження підтверджуються незалежними аналізів, проектних досліджень і експериментів в аеродинамічній трубі.

Зазначені вище переваги роблять конфігурація Зчленованого крила особливо привабливим для різного типу літаків.

Використовуючи цю конфігурацію, конструктор літаків може варіюватися набагато більше параметрів, ніж зі звичайними конфігураціями. Це забезпечує більшу свободу і гнучкість при задоволенні вимог до конструкції, але в той же час, робить вибір оптимального набору параметрів літальних апаратів набагато складнішою.

Зміна основних параметрів впливів одночасно аеродинамічна, динамічні, структурні і масові властивості літака, який вимагає застосування міждисциплінарної оптимізації для вибору оптимального набору параметрів.

Зчленоване крило з високим ступенем інтеграції, і це дозволяє домогтися більш низьку вагу порожнього з поліпшеними аеродинамічними характеристиками і продуктивністю, в порівнянні з іншими домовленостями.

Зниження витрати палива безпосередньо пов'язана з масою порожнього спорядженого літака і опору. Зниження опору має велике значення для

комерційного успіху будь-якої програми транспортного літака, через необхідність більш високої ефективності і низьким рівнем викидів. Покращена аеродинамічна ефективність при низьких швидкостях також є проблемою, необхідним для зниження шуму і шкідливих викидів в безпосередній близькості від аеропортів. На крейсерських умовах аеродинамічний опір складається з опору тертя (близько 47% з Airbus) і індуктивне опір (близько 43%). Зниження опору тертя для зчленованого крила через менше зволоження поверхні, так як з одного і того ж навантаження на крило в якості порівняльного звичайного літака, він буде мати таке ж тіло і поверхні крила, але без горизонтального хвостового оперення.

Одним з найбільш важливих етапів проектування літака є концептуальний дизайн, коли близько 70% завдань проекту будуть вирішені, параметричні оптимізації виконуються, які сильно залежать від конструктивних моделей, методів і алгоритмів.

Зчленоване крило важить від 65% до 78% від ваги аеродинамічний еквівалентного свobodнонесущого крила і горизонтального оперення.

Слід зазначити, що Зчленоване крило має перевагу у вазі при всіх кутах стрілоподібності. Наприклад, на розмаху 15° Зчленовані крило важить всього 58% від ваги 15° розгортки свobodнонесущого крила і горизонтального оперення і близько 60% прямого крила.

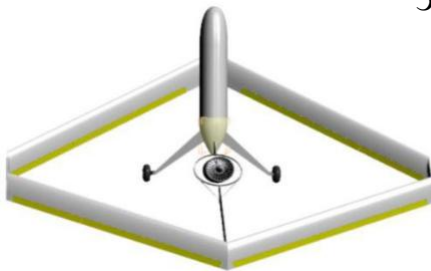
Gallman і Kroo [4] досліджували Зчленовані конфігурації крила, щоб задовольнити вимогам, що пред'являються до середньої дальності

транспортних літаків, які вони застосовують спрощений алгоритм для моделі ваги шляхом заміни крила з алюмінієвим каркасом, що складається з декількох кінцевих елементів, а також для розрахунку аеродинамічного вантажу вони застосовують метод вихровий - програма LinAir. Спрощена модель оптимізована з метою - мінімальної ваги, з різними обмеженнями. Якщо вага економії використовується для збільшення діапазону (співвідношення сторін), то опір зменшується на 11%, а прямі експлуатаційні витрати знижуються на 1,7% для транспортного літака з дальністю 2000 км.

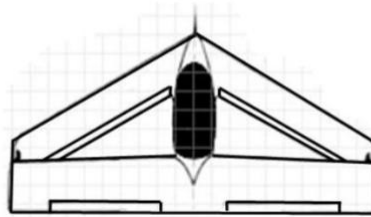
1.2. Класифікація замкнутих крил.

Наступна класифікація замкнутого крила літака має сім основних показників. Як і у випадку з усіма класифікаціями об'єктів, які розвиваються швидкими темпами він може бути поліпшений і розширений, з тим щоб бути успішно застосований для концептуального проектування літаків.

Замкнуте крило форми в плані



ромбовидне крило.



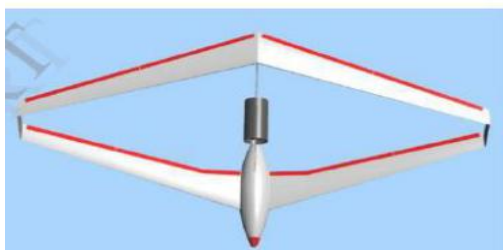
трикутне крило.



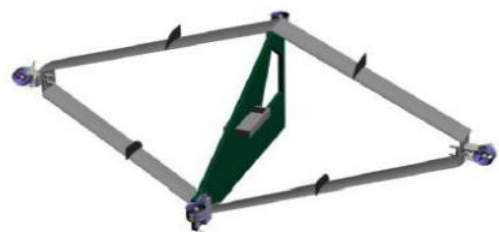
пряме крило.

Рис. 1.1. Замкнутий крило форми в плані.

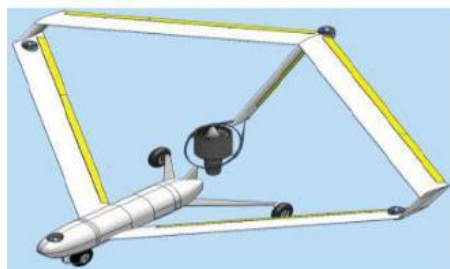
Спосіб управління польотом



керуючих поверхонь.



за допомогою управління рушіїв.



в поєднанні - з поверхнями управління і рушіїв.

Рис. 1.2. Замкнутий крило спосіб управління польотом.

Розташування корисного навантаження



в фюзеляжі.



в крилі.

Рис. 1.3. Замкнутий крило розташування Корисного навантаження.

Спільне розташування



на кінцях.



за розмахом.

Рис. 1.4. Замкнуте крило форми спільне розташування.

Форма крила, з боку



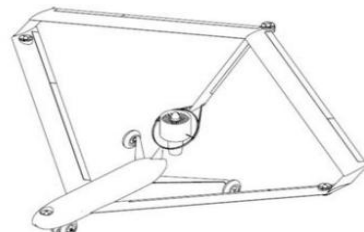
переднє крило нижче заднього крила.



переднє крило в одній площині з задньої одного.

Рис. 1.5. Замкнуте крило, форми крила, з боку.

Зліт і посадка типу



звичайні злітно-посадочні літаки.

вертикального зльоту і

посадки літаків.

Рис. 1.6. Замкнуте крило зліт і посадка типу.

Форма крила, вигляд спереду



кільцеве крило.



еліптичні крило.

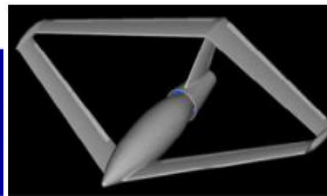


плоске

крило.



коробчатое крило.



diamond-shape.



трапецієподібне

крило.



циліндричний крило.



зчленовані крило з крильцями.

Рис. 1.7. Замкнутий крило форми в плані вигляд спереду.

Синтез варіантів

На концептуальному проектуванні літака формальний підхід може бути застосований для синтезу варіантів за допомогою створення числових рядків, в яких становище кожного номера відповідає показнику класифікації та значення вказує на можливий варіант для цього показника.

Аеродинамічні характеристики літака з кільцевих (овальним) крилом.

За своїми якостями в повітрі літак з кільцевих (овальним) крилом помітно відрізняється від звичайних машин з плоскими або закругленими крилами. Для звичайного плоского крила характерно індуктивний опір:

повітря із зони підвищеного тиску під крилом прагне перетікати в зону розрідження на верхній поверхні через закінцівки крила. При цьому за літаком утворюються кінцеві вихори, на формування яких також витрачається енергія, яка і становить величину індуктивного опору. Для овального крила проблема індуктивного опору не актуальна, оскільки у нього відсутні закінцівки. Крім того, потік повітря, що набігає, проходячи крізь замкнутий контур, прямує вниз, створюючи додаткову підйомну силу. Цей ефект проявляється тим сильніше, чим більше кут атаки крила. А кут атаки у подібної конструкції може бути безпрецедентно великий. Зрив потоку відбувається, коли повітряний струмінь при збільшенні кута атаки перестає плавно обтікати верхню поверхню крила і відривається від неї з утворенням вихорів. При цьому підйомна сила на крилі тут же пропадає і апарат втрачає контроль. Овальне крило допускає кут атаки крила до 50° , в той час як його найближчі конкуренти досягають максимум $20-22^\circ$. Повітря, що знаходиться всередині замкнутого крила, ускладнює зрив потоку з верхньої поверхні нижньої частини крила. А при виході потоку з замкнутого контуру він за рахунок процесу змішування двох середовищ, коли одне середовище захоплює за собою інше, «підсмоктує» повітря, що проходить по верхній поверхні верхньої частини крила. Ці дані отримані не емпіричним шляхом - овальне крило «проливали» в гідроканалі.

Здатність літати на екстремально великих кутах атаки з ефектом відхилення потоку дозволяють апарату літати на гранично малих швидкостях без використання закрилків. У літаків з кільцевих (овальним) крилом відсутня механізація крила, що не заважає йому надійно злітати і сідати. Безпрецедентна стійкість до зриву потоку дозволяє літаку стійко і надійно літати в найширшому швидкісному діапазоні.

Багато таких літаків дивують. Він встигає розігнатися, підлетіти і приземлитися на нерівній трав'янистої доріжці довжиною всього 400 м, при вимкненому моторі добре планує і взагалі поводить в повітрі дуже стабільно. Овальне крило робить літак більш маневреним і економічним. Крім того, замкнутий контур надає крилам додаткову міцність. Літак з

класичними крилами несе масу «марною» навантаження - вага власних лонжеронів. А овальне крило в два рази легше при тій же підйомній силі. Чому ж не випускається настільки унікальний літальний апарат з чарівними властивостями? Причин може бути безліч. Однією з них, я думаю, є відсутність фінансування. Сьогодні створена нова досвідчена модель і отримані патенти на таке крило в Росії і Білорусії. Але, щоб побудувати повноцінний зразок, необхідно не менше 12 мільйонів доларів, а таких грошей у зацікавлених підприємств не знайшлося. Тепер конструктори стали працювати в КБ компанії Мідівісана, яка планує втілити це інженерне рішення в безпілотики. Керує новим проектом професор Анохін. Він сподівається, що польоти притягнуть до ідеї увагу значно більших компаній і літак, доопрацьований до далекомагістрального лайнера і з більшою вантажопідйомністю, зможе випускатися серійно. Ще одна причина в тому, що процес розробки нового планера, це не тільки робота з аеродинамікою. Це і робота з вирішення конструктивних проблем окремих вузлів від яких може залежати і вага літака, і розміщення інших вузлів вимагають доступу при обслуговуванні. Факторів багато можливо, що на традиційних схемах планерів якісь завдання вирішувалися більш легким шляхом і залишали можливість для подальшої модифікації - до речі, це закладається конструктивно в сучасних літаках і такий принцип пішов якраз з того часу, коли проводилися перші експерименти. Літаки Полікарпова і стільки років, що минули з того часу говорять самі за себе - в той час до експериментів з планером ставилися зовсім по іншому і я впевнений, що схему «кільце» прорахували досить ґрунтовно, щоб зрозуміти мінуси і відмовитися від такої схеми.

Українець Е.А. в своїй статті «Аеродинамічна компоновка повітряного гвинта з арково-кільцевих крилом» [5] представив аеродинамічну компоновку повітряного гвинта з арково-кільцевих крилом, призначена для літаків, які тривалий час використовують малі швидкості польоту. Автор розробив комплексний напівемпіричний метод визначення аеродинамічних характеристик складних просторових компонувань, що обумовлено труднощами проведення вагового експерименту з повітряними гвинтами в

аеродинамічній трубі. Отримано залежності коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили арково-кільцевого крила від коефіцієнта навантаження на поверхню повітряного гвинта.

Розроблений комплексний метод визначення аеродинамічних характеристик складних просторових компонувань є узагальненням наукових результатів робіт, синтезованих в єдиний чисельний метод різних методів граничних елементів. На рис. 1.8 представлена структурно-логічна схема розробленого комплексного методу.



Рис. 1.8. Структурно-логічна схема комплексного методу визначення аеродинамічних характеристик складних просторових компонувань.

На основі розробленого комплексного методу отримані залежності аеродинамічних характеристик прямого, кільцевого і арково-кільцевого крил від режиму роботи повітряного гвинта. Подовження прямого і кільцевого крил складо 2 одиниці, арково-кільцеве крило отримано з кільцевого перерозподілом площ верхньої та нижньої частини за умови збереження омивається потоком площі. Профіль крила - NACA 0012, в якості повітряного гвинта обраний АВ-140, характеристики якого відомі, а результати чисельного моделювання на основі модифікованого методу

дискретних вихорів задовільно співпали з експериментальними даними, отриманими на гвинтовому приладі. На рис. 1.9 - 1.11 представлені панельні моделі комбінації повітряного гвинта АВ-140 з прямим, кільцевим і арково-кільцевим крилом відповідно.

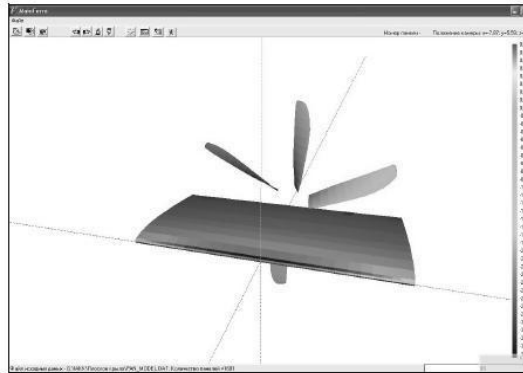


Рис. 1.9. Панельна модель комбінації повітряного гвинта АВ-140 з прямим крилом.

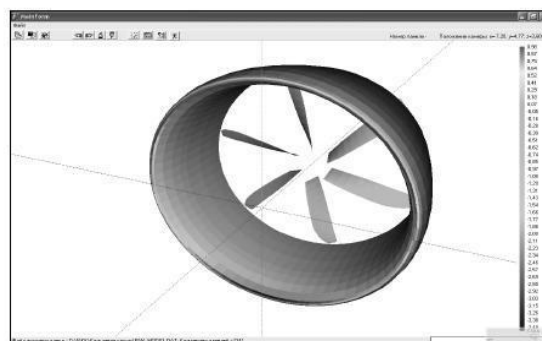


Рис. 1.10. Панельна модель комбінації повітряного гвинта АВ-140 з кільцевих крилом.

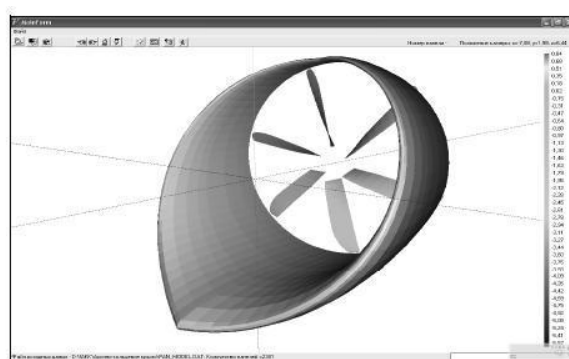


Рис. 1.11. Панельна модель комбінації повітряного гвинта АВ-140 з арково-кільцевих крилом.

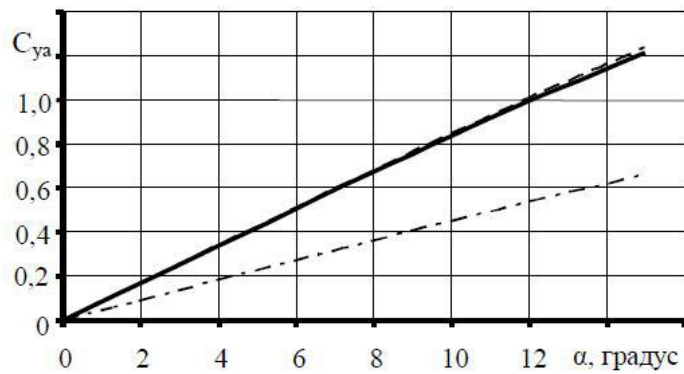


Рис. 1.12. Залежності коефіцієнта підйомної сили прямого (штрихпунктирна лінія), кільцевого (штрихова лінія) і арково-кільцевого (суцільна лінія) крила при $V = 0$.

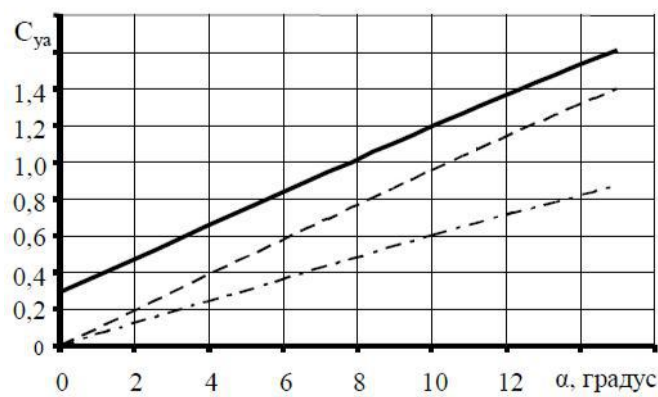


Рис. 1.13. Залежності коефіцієнта підйомної сили прямого (штрихпунктирна лінія), кільцевого (штрихова лінія) і арково-кільцевого (суцільна лінія) крила при $V = 3,0$

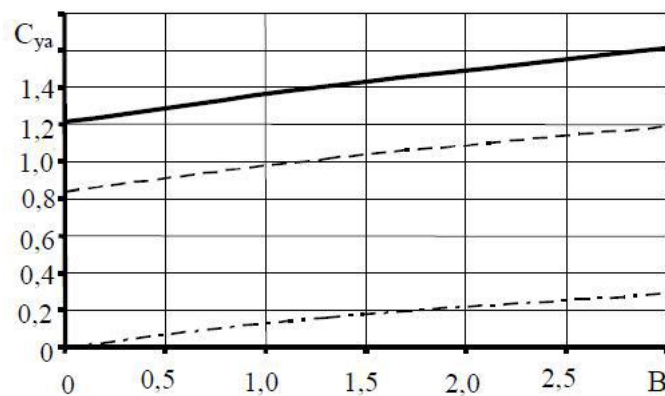


Рис. 1.14. Залежності коефіцієнта підйомної сили арково-кільцевого крила від коефіцієнта навантаження на захоплену гвинтом площу при куті

атаки $\alpha = 0$ (Штрихпунктирна лінія), $\alpha = 10$ (штрихова лінія), $\alpha = 15$ (суцільна лінія).

На рис. 1.12, 1.13 представлені залежності коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили крила від режиму роботи повітряного гвинта, що характеризується коефіцієнтом навантаження на захоплену гвинтом площу:

$$B T_B / q F_B ,$$

де T_B - тяга повітряного гвинта; q - швидкісний напір набігаючого потоку; F_B - площа, захоплена гвинтом.

На рис. 1.14 представлена залежність коефіцієнта аеродинамічної підйомної сили арково-кільцевого крила від режиму роботи повітряного гвинта при різних кутах атаки арково-кільцевого крила.

Автор отримав наступні основні результати:

- 1) Несущі властивості кільцевого і арково-кільцевого крил при рівній площі яка омивається потоком, тобто рівному профільному опорі, і відсутності впливу повітряного гвинта практично ідентичні;
- 2) При працюючому повітряному гвинті арково-кільцеве крило має перевагу в несущих властивостях, обумовлене позитивною інтерференцією повітряного гвинта з верхньою поверхнею арочної частини арково-кільцевого крила. Так, при $B = 3,0$ приріст коефіцієнта підйомної сили $C_{ya} = 0,2893$ при куті атаки $\alpha = 0$;
- 3) При збільшенні кута атаки досліджуваної комбінації залежності коефіцієнта підйомної сили арково-кільцевого крила від коефіцієнта навантаження на захоплену гвинтом площу зміщуються вгору.

Слід зазначити, що наявність розвиненої нижньої арочної частини крила сприяє екрануванню стійок, мотогондולי двигуна і лопатей повітряного гвинта від спостереження знизу, знижуючи помітність всієї компоновки при позитивному куті місця.

А. Ю. Лазарев, В. Н. Семенов в роботі [6] розглядають історію розвитку літальних апаратів з замкнутими крилами. Здійснюється класифікація існуючих і можливих конфігурацій. Висвітлюються переваги та недоліки замкнутих аеродинамічних поверхонь і перспективи розвитку даної схеми.

Однією з найбільш перспективних концепцій конструктивно силова схема вважається ЛА із замкнутою системою несучих поверхонь. Однак в разі пошуку і синтезу оптимальної компоновки ЛА в цьому класі встають ще більш складні проблеми, пов'язані з наявністю інтерференції аеродинамічних поверхонь і їх взаємним впливом через скоси потоку.

Природною і, мабуть, єдиною на даний момент часу базою для просторового синтезу вигляду перспективного ЛА на багатокритерійній основі є оптимізаційні комплекси, що реалізують метод кінцевих елементів і включають блоки перерахунку аеродинаміки з обмеженнями у формі збереження і поліпшення характеристик аеродинаміки і управління польотом ЛА і враховують явища аеропружності .

Результати представляють собою що при раціональному виборі проектних параметрів ЛА з прямолінійними поздовжніми осями елементів крила інтегральний виграш ефективності ЛА оцінюється в 6-9%. Використання раціональної криволінійності осей крила підвищує можливості зниження ваги ще на 3-4% і веде до додаткового зниження максимальних деформацій конструкції ЛА. Відповідні зміни ваги силових елементів крила представлено на рис. 1.16:

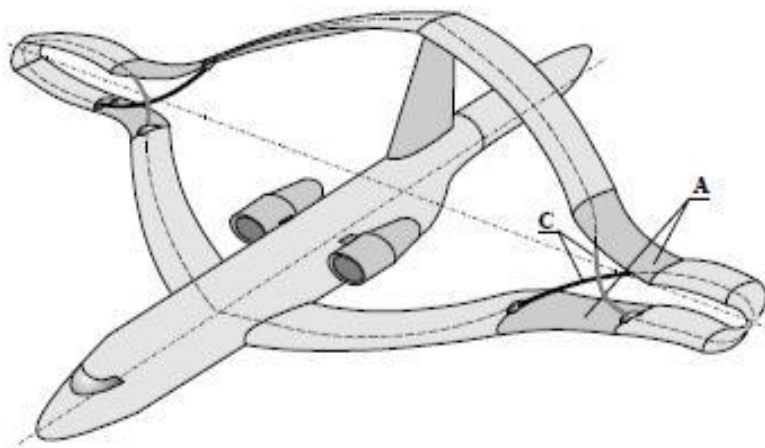


Рис. 1.15. Варіант раціональної форми замкнутого крила з криволінійної віссю. Варіант поділу функцій аеронесущей поверхні А і силовий балки-підкоса С на частини крила.

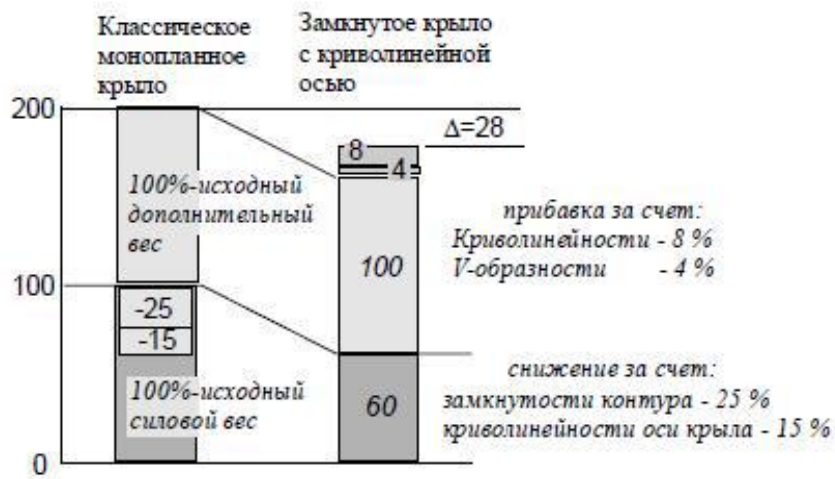


Рис. 1.16. Діаграма зміни вагових складових при переході до схеми замкнутого крила.

Замкнутість контуру відкриває нові можливості адаптації вигляду і аеродинамічних профілів ЛА до режиму польоту, що призводять до різних цільових результатів: зниження екстремальної навантаженості конструкції, поліпшення характеристик профілю крила, реалізації можливостей безпосереднього управління підйомною і бічний силою.

В роботі [7] авторами А.П. Корнієнко, А.Б. Леонтьєв, Е.А. Українець «Оцінка впливу відносного положення повітряного гвинта на аеродинамічні характеристики комбінації арочне крило - повітряний гвинт» представлені результати параметричних досліджень впливу на аеродинамічні характеристики положення повітряного гвинта в каналі арочного крила. На основі отриманих результатів відпрацьовані практичні рекомендації по розташуванню повітряного гвинта.

Арочне крило в комбінації з повітряним гвинтом дозволяє отримати високі значення злітно-посадочних характеристик літака, відкриває можливість здійснення горизонтального польоту на гранично малих швидкостях.

Цілю досліджень, результати яких подаються в даній статті, була розробка практичних рекомендацій щодо місця розташування повітряного гвинта в каналі арочного крила, при якому спостерігається максимальне збільшення аеродинамічних характеристик комбінації «арочне крило - повітряний гвинт».

Автори проводили параметричні дослідження шляхом варіювання значенням відносної координати положення площини обертання

повітряного гвинта (X) при різних фіксованих значеннях відносної ходи гвинта (λ) і кута атаки ародного крила (α).

Значення відносної координати $\bar{X}=0$ відповідало розташуванню повітряного гвинта, коли вхідна кромка ародного крила лежить в площині обертання гвинта, а $\bar{X}=1$ - коли в цій площині лежить вихідна кромка крила.

Отримані залежності збільшення коефіцієнта підйомної сили комбінації щодо коефіцієнта підйомної сили ізольованого ародного крила від місця розташування повітряного гвинта представлені на рис. 1.17, а - е:

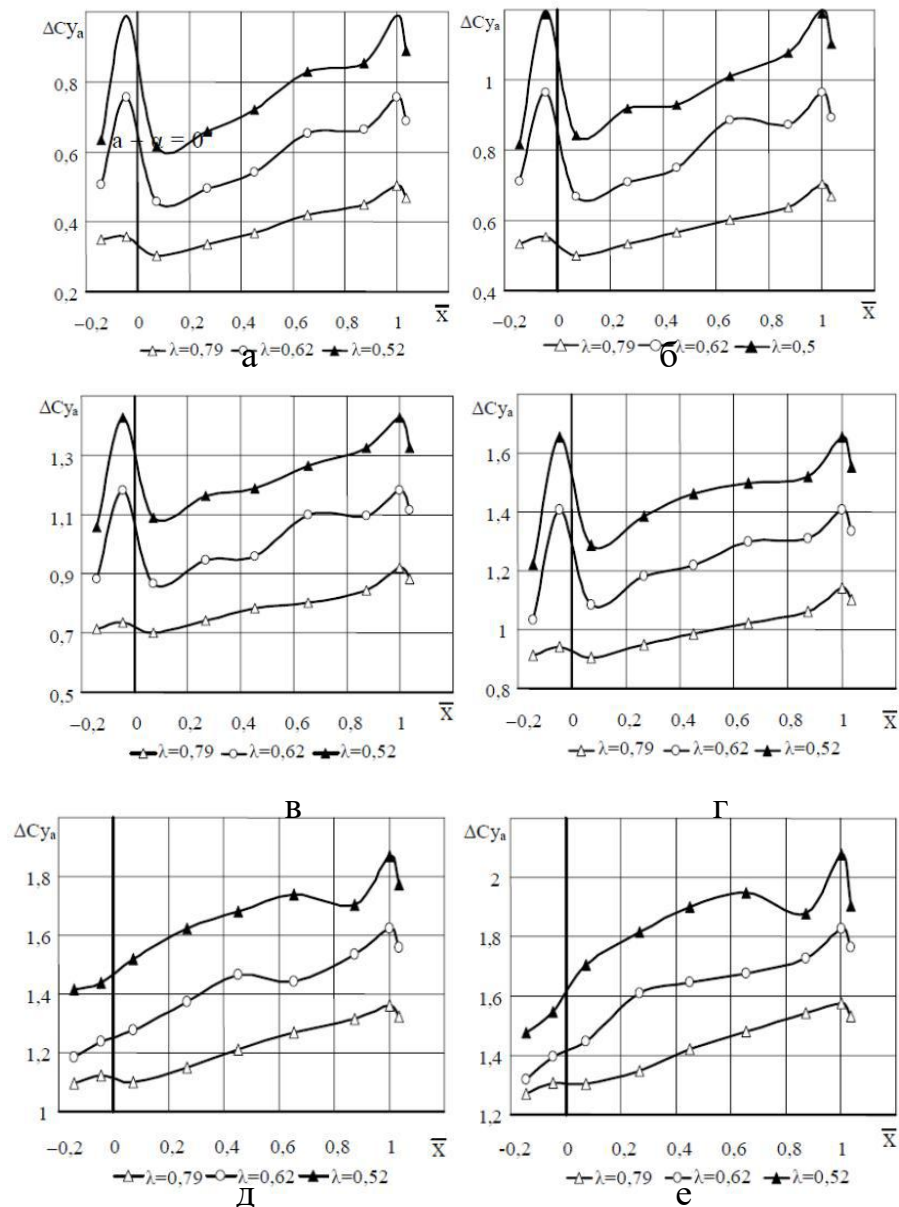
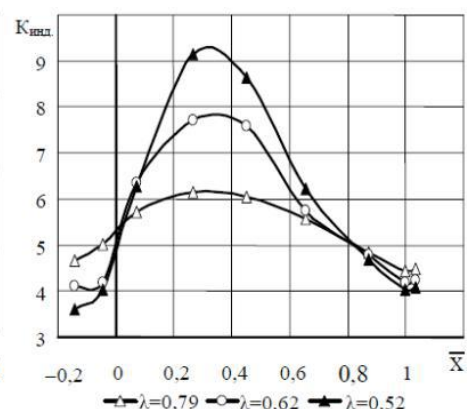
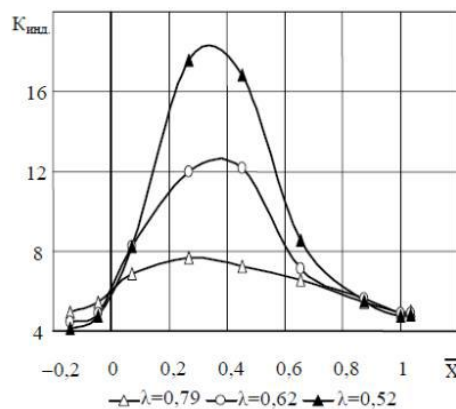
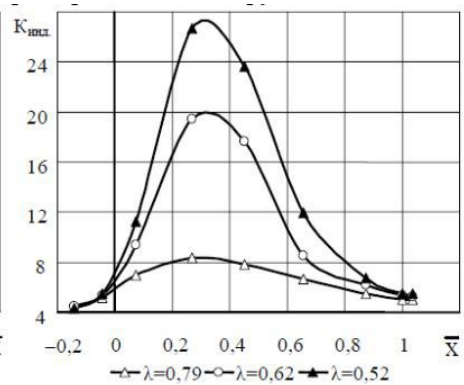
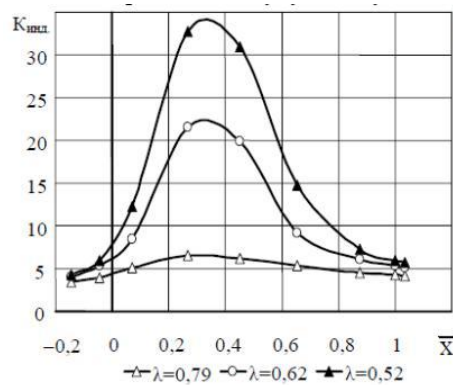


Рис. 1.17. Залежно збільшення коефіцієнта підйомної сили від місця розташування повітряного гвинта в діапазоні кутів атаки $\alpha = 0 \dots 25^\circ$ (а- $\alpha=0^\circ$; б- $\alpha=5^\circ$; в- $\alpha=10^\circ$; г- $\alpha=15^\circ$; д- $\alpha=20^\circ$; е- $\alpha=25^\circ$).

Залежно індуктивної складової аеродинамічної якості комбінації «арочне крило - повітряний гвинт» від місця розташування гвинта представлені на рис. 1.18, а - е. У цих залежностей спостерігається чітко виражений максимум значення індуктивного аеродинамічного якості, відповідний розташуванню повітряного гвинта всередині каналу арочного крила на відстані приблизно 30% хорди крила від його вхідної кромки.

Зміна тягових характеристик повітряного гвинта зі зміною місця його розташування щодо арочного крила представлені на рис. 1.19, а - е. Там же пунктирною лінією нанесені значення коефіцієнта тяги ізольованого гвинта, отримані за тією ж методикою розрахунку, що і характеристики комбінації. Найкращі тягові характеристики повітряного гвинта відповідають його розташуванню на відносному відстані від вхідної кромки крила, що дорівнює 10% і 70 - 90% хорди. При цьому на помірних кутах атаки $\alpha \leq 10^\circ$ і при малих значеннях відносної хорди гвинта, розташування гвинта ближче до задньої кромки крила призводить до перевищення значення коефіцієнта тяги гвинта в каналі крила відповідного коефіцієнта тяги ізольованого крила.



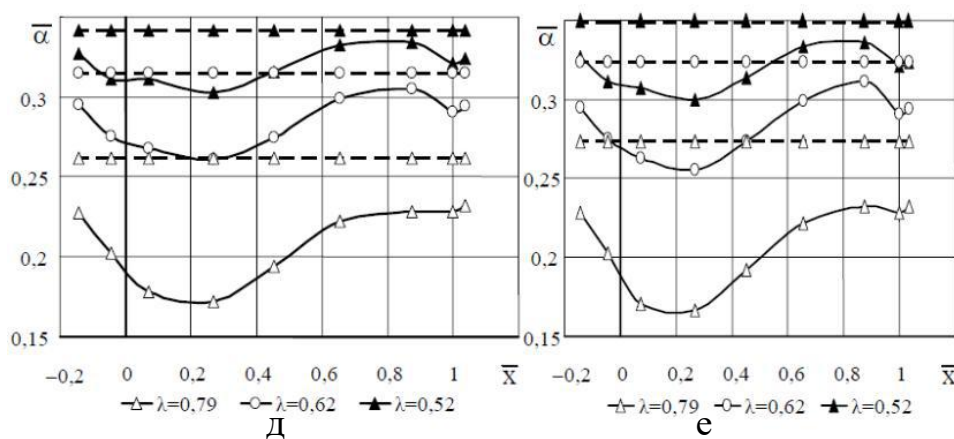


Рис. 1.19. Залежності коефіцієнта тяги повітряного гвинта від його місця розташування в діапазоні кутів атаки $\alpha = 0 \dots 25^\circ$ (а – $\alpha = 0^\circ$; б – $\alpha = 5^\circ$; в – $\alpha = 10^\circ$; г – $\alpha = 15^\circ$; д – $\alpha = 20^\circ$; е – $\alpha = 25^\circ$).

Якщо до перспективного літального апарата з гвинтовим рушієм і аروحним крилом будуть пред'являтися вимоги з компромісним поєднанням значень льотно-технічних і злітно-посадочних характеристик, отримані результати параметричних досліджень забезпечать вибір раціонального місця розташування повітряного гвинта в каналі аручного крила.

Автор отримав наступні основні результати:

- Результати проведених параметричних досліджень з оцінки впливу місця розташування повітряного гвинта в каналі аручного крила на протікання аеродинамічних характеристик такого роду комбінації свідчить про наявність досить складної аеродинамічної інтерференції гвинта і несущої поверхні літального апарату;
- При цьому отримані залежності аеродинамічного якості комбінації та тягових характеристик повітряного гвинта від місця розташування гвинта в каналі крила мають ряд чітко виявляються екстремумів, наявність яких в обов'язковому порядку повинно враховуватися при проектуванні літаків з арковим крилом.

1.3. Обґрунтування аеродинамічного компонування аркового крила

Реалізація вертикального зльоту може істотно збільшити експлуатаційні можливості літального апарату. Складність вирішення поставленого завдання підтверджується тим, що літаки з вертикальним злетом існують в одиничних екземплярах, їх корисне навантаження істотно нижче звичайних літаків.

Можливість вертикального зльоту може бути реалізована тільки за допомогою особливостей аеродинамічного компоновання, що дозволяють добитися істотного збільшення несущих властивостей, і це вимагає проведення серйозних розрахункових досліджень особливостей аеродинамічного компоновання несущої схеми.

В нашому дослідженні були вивчені особливості аеродинаміки крил малого подовження різних форм, виконано розрахункове моделювання впливу параметрів несущої схеми - подовження, товщини профілю, форми крила в плані на аеродинамічні характеристики несущої схеми, в тому числі і з урахуванням струменя працюючого гвинта.

На підставі аналізу результатів моделювання різних варіантів компоновання запропонована компоновка БПЛА із арковим крилом, що дозволяє реалізувати старт БПЛА практично з місця без застосування складних систем управління з реалізацією високого рівня аеродинамічних і льотно-технічних характеристик.

Практична значимість виконаних досліджень полягає в сформованих методичних рекомендаціях з розробки БПЛА з укороченим зльотом, шляхом застосування в компонованні аркового крила.

В якості початкового компоновання для проведення проектного пошуку прийняті параметри дископодібного крила випробувані в ході досліджень МАІ на планерах «дископлан» і «дископлан-2» [8], показаної нижче на рис. 1.20. Для оперативної оцінки компоновальних рішень використаний панельно-вихровий метод [9]

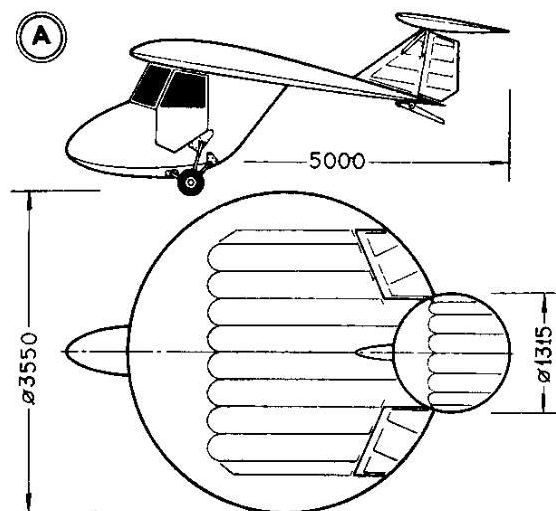


Рис. 1.20. Експериментальний планер «дископлан» [12].

При цьому кругла форма крила показує найкращі результати і має найбільшим значенням максимальної якості - $K_{\max} = 4.6$ од.

Для вирішення поставленого завдання був прийнятий наступний підхід - спочатку виконується розрахункова оцінка основної частини несущої поверхні компонування БПЛА, крила дископодібної форми з максимальною хордою дорівнює розмаху і круговим законом розподілу хорд за розмахом. Далі досліджувався вплив поперечного V на аеродинамічні характеристики для форм крила в плані, відповідною нульовою стрілоподібністю по осі $x = 0, 0.25b, 0.75b$. Зовнішній вигляд розрахункових моделей показаний нижче на рис. 1.22:

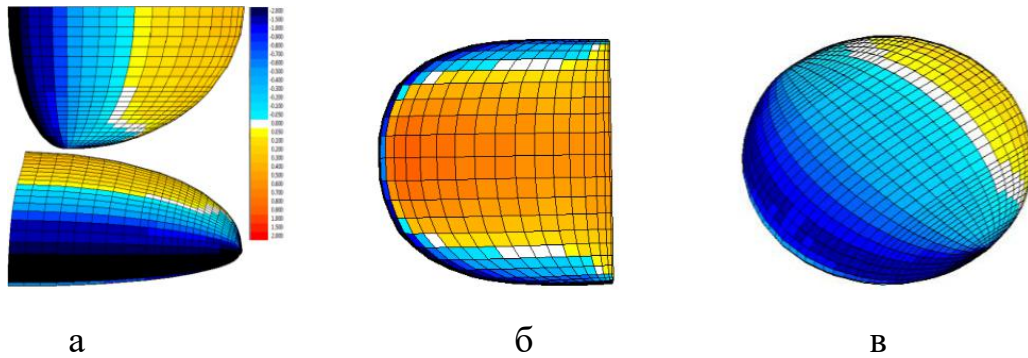


Рис. 1.22. Розрахункові моделі крил малого подовження однакового розмаху а- еліпсою; б аркове; в- дископодібне крило.

Зовнішній вигляд розрахункових моделей, створених для оцінки показаний нижче на рис. 1.23. При цьому приймалося, що форма крила в плані є або коло, або еліпс з різними співвідношеннями сторін:



Рис. 1.23. Розрахункові моделі для оцінки впливу поперечного V , форма побачивши спереду: а- коло; б-еліпс.

Вході магістерських досліджень з допомогою панельно-вихрового методу також була виконана оцінки впливу товщини профілів на аеродинамічні характеристики крил малого подовження. У розрахункових моделях приймалося зміна товщини профілю за розмахом, при цьому кінцевий профіль мав однакову нульову товщину.

Значення товщини в кореновому перерізі приймалися від 9% до 28% хорди. При цьому отримано суттєве збільшення лобового опору. Для подальших досліджень прийнято постійне значення товщини профілю - 12%., Тому що подальше збільшення товщини кореневого перетину викликає істотне зниження несущих властивостей крила. Як профілю центрального перетину крила прийнятий S-подібний профіль К-3, для закінцівок крила - NASA4406.

За результатами попередньої оцінки визначена компоновка, найбільш оптимально сполучає переваги крила малого подовження і вплив струменя працюючого гвинта, компоновка з круговою формою передньої кромки. Зовнішній вигляд розрахункової моделі компоновки показаний на рис. 1.24:

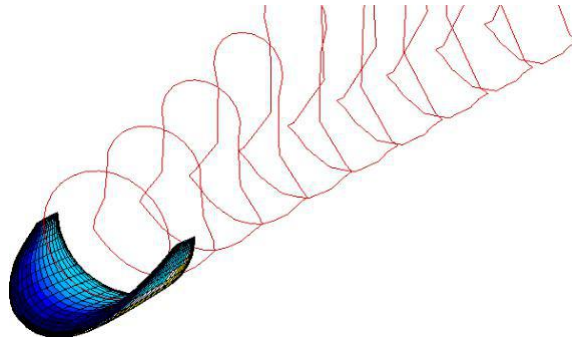


Рис. 1.24. Вихідна розрахункова модель і для оцінки впливу повітряного гвинта.

Для більш оптимальної роботи повітряного гвинта в розрахункову модель додано кільцеве з'єднання, одночасно виконує силову функцію. Зовнішній вигляд розрахункової моделі компоновки показаний на рис. 1.25:

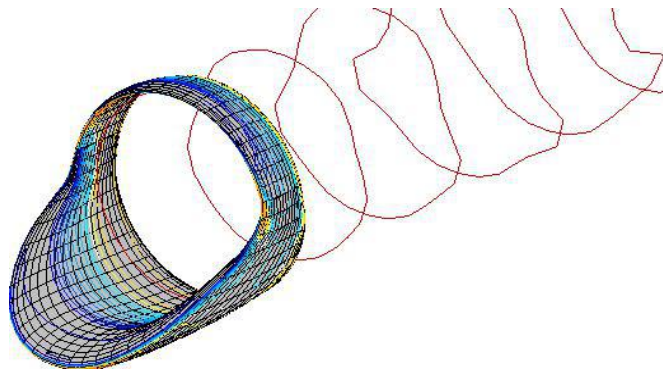


Рис. 1.25. Вихідна розрахункова модель з аеродинамічним кільцем.

У подальшому дослідженнях виконана оцінка впливу працюючого струменя, масштабного коефіцієнта по осі x . Зовнішній вигляд розрахункових моделей компоновки показаний на рис. 1.26. За результатами попередньої оцінки прийнятий масштабний коефіцієнт одягли по осі x , що дорівнює 1.2.



а– mass $X=1.1$;

б– mass $X=1.3$;

в– mass $X=1.5$.

Рис. 1.26. Розрахункові моделі для дослідження впливу масштабного коефіцієнта.

На наступному етапі виконана попередня оцінка впливу фюзеляжу в різних положеннях, показана на рис. 1.27:

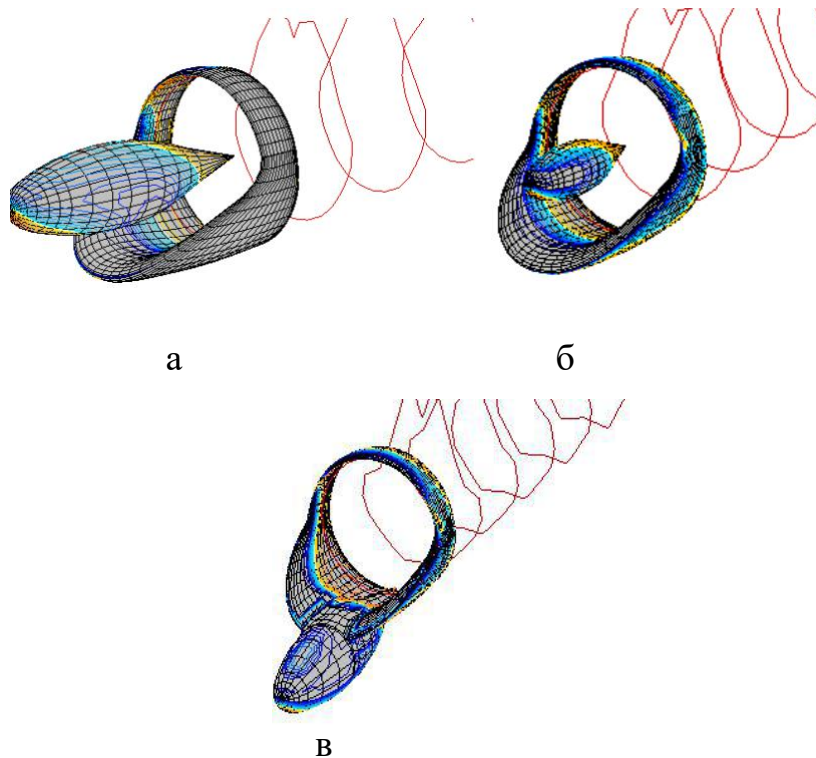


Рис. 1.27. Розрахункові моделі для дослідження впливу фюзеляжу а- вихідне центральне тіло; б-центральне тіло, масштаб 1/2; в- інтегральна компоновка.

Для подальших досліджень була прийнята інтегральна компоновка несущого кільця і фюзеляжу. Загальний вигляд результативної аеродинамічної компоновки моделі БпЛА без горизонтального оперення (ГО) показаний на рис. 1.28:

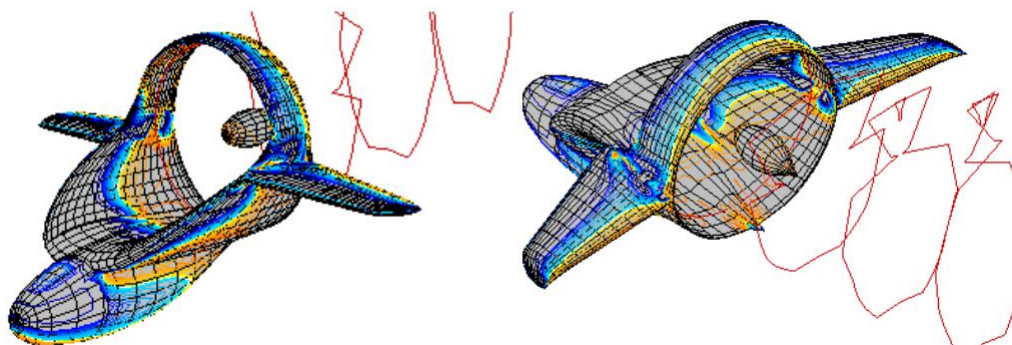


Рис. 1.28. Результуюча компоновка без ГО.

В роботі також виконана оцінка можливості балансування БпЛА, для чого було сформовано оперення у вигляді двох незалежних хвостових балок з хрестоподібними стабілізуючими поверхнями, показане на рис. 1.29:

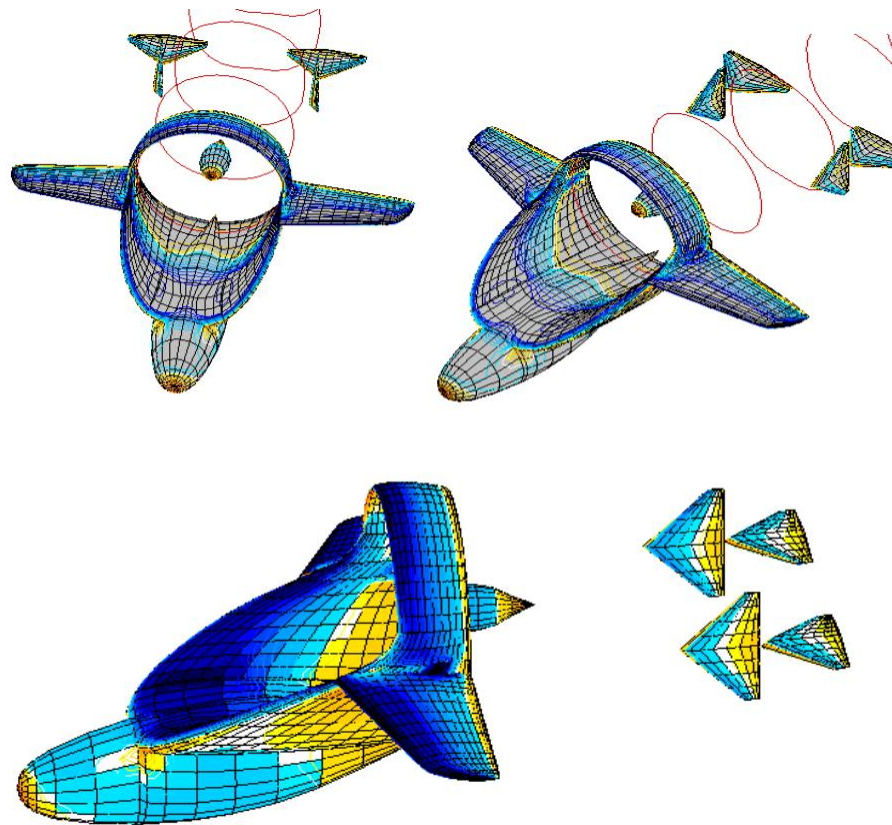


Рис. 1.29. Результативна компоновка з ГО.

1.4. Постановка рішення наукової задачі

Пропонована компоновка в перспективі дозволить істотно поліпшити експлуатаційні характеристики літальних апаратів - значно скоротити потрібну довжину злітно-посадкової смуги, знизити мінімальні швидкості польоту, підвищити безпеку пілотування на режимах зльоту і посадки.

Основна мета дисертації полягає у визначенні особливостей аеродинаміки ЛА з високонесущим арковим крилом, інтегрованим з силовою установкою, визначенні впливу параметрів компонування аркової схеми на аеродинамічні характеристики.

Для досягнення поставленої мети вирішується наукова задача, яка передбачає визначення залежностей аеродинамічних характеристик несущої поверхні малого подовження від спільного впливу на досліджувану

поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту.

Для вирішення наукової задачі необхідно вирішити такі завдання:

- Визначити залежність аеродинамічних характеристик аркового крила, при спільному впливі на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту;
- Виконати оцінку прийнятності методів обчислювальної аеродинаміки для моделювання обтікання поверхні БПЛА із арковим крилом, визначено особливості створення розрахункових моделей для розглянутих чисельних методів;
- Виконати експериментальні дослідження моделі аркового крила з високими несущими властивостями, удосконалено методику проведення випробувань на вільно-літаючій моделі стосовно до поставленого завдання;
- Сформулювати загальну схему аеродинамічного проектування аркового крила на підставі аналізу результатів розрахункових і експериментальних досліджень.

Загальна структура дисертаційних досліджень представлена нижче на рис. 1.30:

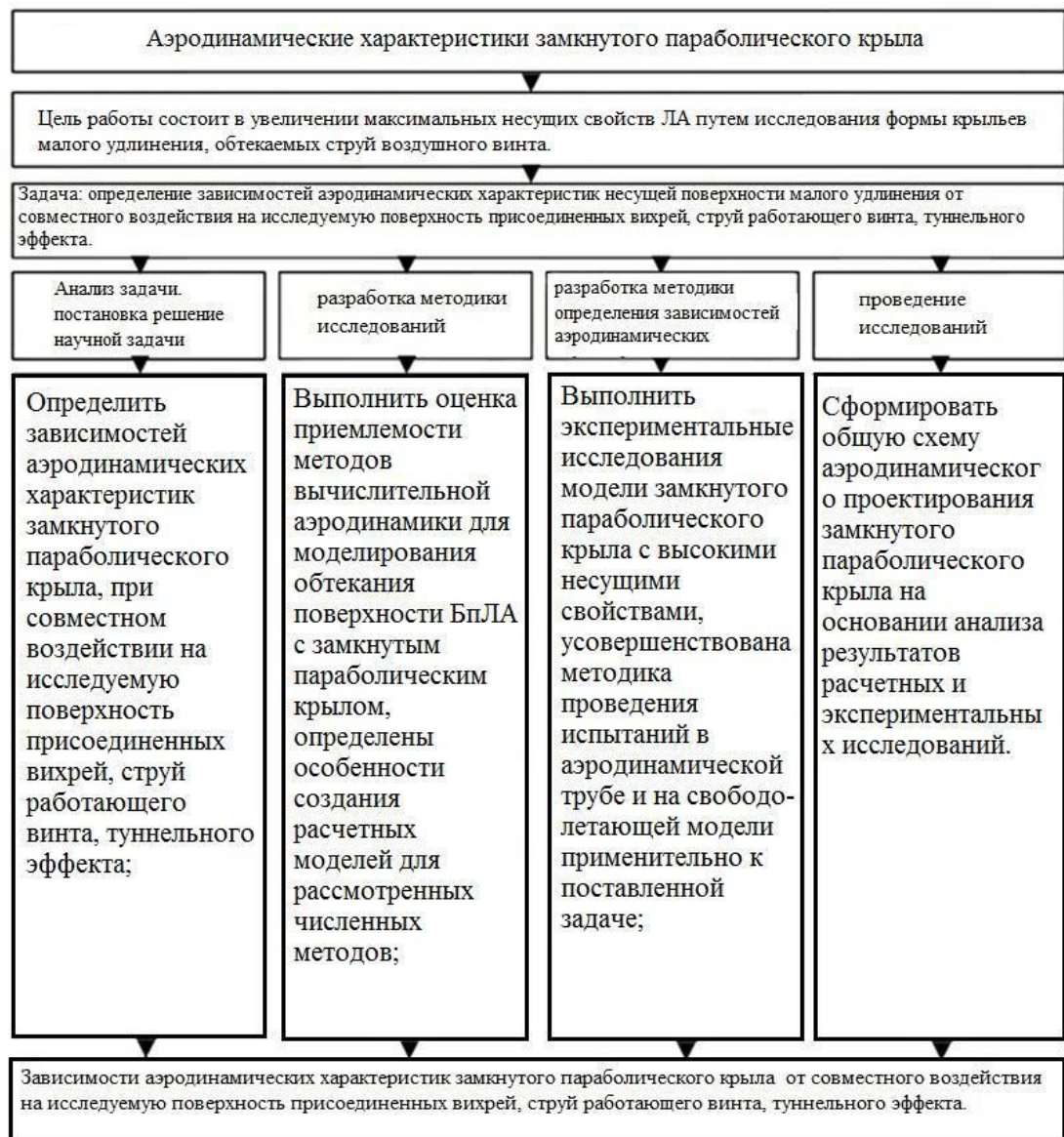


Рис. 1.30. Загальна структура дисертаційних досліджень.

Висновки по розділу 1

Для досягнення поставленої мети вирішується наукова задача, яка передбачає визначення залежностей аеродинамічних характеристик несучої поверхні малого подовження від спільного впливу на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту.

Для вирішення наукової задачі необхідно вирішити такі завдання:

- Визначити залежностей аеродинамічних характеристик замкнутого параболічного крила, при спільному впливі на досліджувану поверхню приєднаних вихорів, струменів працюючого гвинта, тунельного ефекту;
- Визначити оцінку прийнятності методів обчислювальної аеродинаміки для моделювання обтікання поверхні БПЛА із замкнутим параболічним крилом, визначити особливості формування розрахункових моделей для розглянутих чисельних методів;
- Визначити експериментальні дослідження моделі аркового крила з високими несущими властивостями, удосконалити методику проведення випробувань в аеродинамічній трубі і на вільно-літаючої моделі стосовно до поставленого завдання;
- Сформулювати загальну схему аеродинамічного проектування замкнутого параболічного крила на підставі аналізу результатів розрахункових і експериментальних досліджень.

Найбільш технологічною є форма несучої поверхні моделі з арковою передньою кромкою і прямий задній, при цьому при вигляді спереду кромки несучої поверхні представляють коло (на рис. 1.22) представлена компоновка з прямою задньою крайкою, параболічної прямої кромкою, сформованої згідно із законом кола в площині $Y0Z$). При цьому зміна аеродинамічних характеристик в порівнянні з результатами інших розрахункових моделей (рис. 1.23) незначне, що дозволяє в подальшому формувати компоновку несучої поверхні навколо диска повітряного гвинта.

Найбільш вигідним є компоновка з нульовою стреловидністю по осі $\frac{3}{4}$ хорд і формою кола (рис. 1.23) при вигляді спереду - це забезпечує приріст максимальної підйомної сили в порівнянні з дископодібним крилом більш ніж в 2 рази без втрат аеродинамічної якості.

РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНКОВІ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК АРКОВОГО КРИЛА

Для вирішення поставленого наукового завдання необхідно розглянути можливі інструменти досліджень, що застосовуються на даний момент в практиці аеродинамічного проектування. В даному розділі магістерської роботи розглянуті особливості загальноприйнятих методів математичного моделювання обтікання літального апарату - панельно-вихрового методу симетричних особливостей, і методу кінцевих елементів, розглянуто їх застосування для вирішення поставленого наукового завдання, проведені дослідження розрахункових моделей, виконано порівняння і аналіз результатів.

2.1. Моделювання обтікання літального апарату за допомогою панельно-вихрового методу

Прийнятий метод дозволяє проводити розрахунок літака в повній конфігурації, включаючи мотогондоли з протокою і без протоки, підвісні вантажі, шайби, пілони і т.д. Відмінною особливістю даного методу є принцип симетричного розподілу джерел (стоків) і вихорів на протилежних поверхнях несущих елементів. В цьому випадку усуваються обчислювальні труднощі при розрахунку обтікання елементів компоновки з малою відносною товщиною. У методиці розрахунку використаний дискретний аналог неперервного розподілу особливостей, що істотно спрощує обчислювальну процедуру і розширює можливості методу за описом течій близько компоновок складних геометричних форм.

Методи гідродинамічних особливостей, які використовують розподіл особливостей по поверхні літального апарату, знайшли широке застосування при розрахунку складних просторових течій. Параметри потоку в заданій точці визначаються шляхом інтегрування збурень від всіх особливостей. Це інтегрування проводиться чисельно [11]. Якщо виділити кінцеву ділянку поверхні, то за певних умов можна аналітично проінтегрувати вплив особливостей, розташованих на обраній ділянці. В цьому випадку приходимо до панельному методу розрахунку. Панельні

методи зручні, наприклад, при розгляді локальних варіацій поверхні літального апарата. Тоді на панелях, що не входять в зону модифікації, інтегрування збурень можна проводити тільки один раз для початкового варіанту, що дозволяє економити час розрахунку на електронно-обчислювальній машині (ЕОМ). Однак аналітичне обчислення інтегралів від розподілених особливостей накладає обмеження на форму панелі, вид апроксимації функції розподілу щільності особливостей. наприклад, в відомому методі панелі крила повинні мати паралельні бічні кромки і бути плоскими. Ці вимоги призводять до істотної схематизації поверхні літального

апарату в місцях сполучень елементів компоновки. У комплексі програм використовуються довільні чотирикутні панелі у вигляді елементів гіперболічної поверхні з квадратичним розподілом диполів. Поля збурень від таких панелей описуються складними аналітичними виразами, що вимагає значних часових ресурсів при розрахунку на ЕОМ.

В справжній роботі прийнята аналогічна апроксимація поверхні, що дозволяє досить докладно відтворити аеродинамічні обводи реальної компоновки. Крім того, для спрощення аналітичних виразів і зменшення часу розрахунку використані дискретні аналоги безперервного розподілу особливостей по поверхні літального апарата.

Розглянемо обтікання компоновки літального апарату ідеальною нестисливою рідиною. Розіб'ємо поверхню літака на чотирикутні панелі у вигляді елементів гіперболоїда. На панелях крила, оперення і інших несущих елементів розмістимо вихровий шар і шар джерел (стоків), а на поверхні фюзеляжу тільки шар джерел. В підфюзеляжній частині крила поставимо умову збереження циркуляції за розмахом, тому приєднані вихрові шари лівої і правої консолі крила (оперення) будуть з'єднуватися один з одним без сходу вихрової завіси. Цей прийом застосовується практично у всіх розрахунках обтікання компоновки літака методом особливостей. Циркуляцію вихрового шару уздовж хорди панелі будемо апроксимувати лінійною залежністю, а щільність джерел (стоків) в межах панелі вважаємо постійною. По бічних краях панелей несущих елементів

компоновки здійснюється сход вільних вихорів. При цьому виконуються умови Гельмгольца про збереження циркуляції. Умова Жуковського в місцях сходження вихрової завіси задовольняється шляхом анулювання циркуляції приєднаного вихрового шару. При чисельній реалізації методу передбачено, що вихрова завіса в потоці може вибудовуватися по лініях струму або мати заздалегідь задану форму (наприклад, орієнтуватися у напрямку незбуреного потоку).

При розподілі вихорів і джерел по поверхні несущих елементів використовується принцип семметрізації особливостей, запропонований в роботі [20], для розрахунку обтікання профілів. Тут цей принцип поширений на тривимірний випадок.

Розглянемо спочатку відомий метод розрахунку обтікання тілесних крил з лінеаризацією граничних умов. У цьому методі шар джерел і вихорів розташовувався в базовій площині крила (рис. 2.1, а). Щільність джерел задавалася пропорційною нахилам лінії напівтовщин профілів, а циркуляція вихрового шару визначалася з умови непротікання серединної поверхні крила. Розділимо шар джерел і вихорів на дві рівні частини і розмістимо ці частини на верхній і нижній поверхні крила (рис. 2.1, б). Інтенсивність джерел і вихорів визначимо з умов непротікання, які задовольнимо в контрольних точках панелей, розподілених по поверхні крила. Природно, що кількість панелей на верхній і нижній поверхні повинно бути однаково, але розміри панелей можуть відрізнятися. Нагадаємо, що розподіл щільності вихорів частково-лінійний, а джерел частково-постійний. Так само як у всіх панельних методах завдання зводиться до вирішення системи лінійних рівнянь щодо невідомих інтенсивностей особливостей. Після рішення системи обчислюються швидкості в контрольних точках панелей, визначаються величини тиску і сумарні аеродинамічні характеристики.

Метод симетричних особливостей дозволяє розраховувати як тонкі, так і товсті крила. У граничному випадку нескінченно-тонкої несущої поверхні він безперервно переходить у відому схему розрахунку з

розподілом вихорів по середині поверхні крила. Шар джерел в цьому випадку виражається, його інтенсивність прагне до нуля.

Внаслідок симетричного розподілу джерел і вихорів по нижній і верхній поверхні крила метод отримав назву «методу симетричних особливостей». Цей метод має гарну збіжність, практично такий же як і розрахункові схеми зі знесенням граничних умов на базову площину, наприклад, метод С. М. Білоцерківського [7]. Причому збіжність слабо залежить від товщини крила.

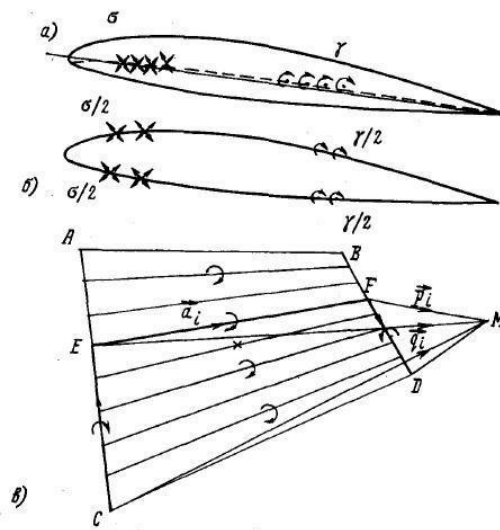


Рис. 2.1. розрахункова схема методу розрахунку обтікання тілесних крил з лінеаризацією граничних умов: а) шар джерел і вихорів в базовій площині крила; б) поділ шару джерел і вихорів на верхню і нижню поверхні крила; в) розподіл шару вихорів і шару джерел по відрізках розрахункової панелі.

При чисельній реалізації методу був використаний ефективний спосіб скорочення обсягу обчислень і часу розрахунку шляхом переходу від безперервного розподілу особливостей до дискретних аналогів. В цьому випадку вихровий шар і шар джерел розподіляється по відрізках (рис. 2.1, в) таким чином, щоб сумарна циркуляція вихорів і інтенсивність джерел в межах панелі лишалася незмінною і не залежала від кількості відрізків. Уздовж відрізків щільність особливостей постійна, але змінюється від відрізка до відрізка по заданому закону, лінійному для вихорів і постійному для джерел.

Аналітичні вирази для швидкостей від вихрового відрізка і відрізка джерел досить прості. Наведемо вираз для швидкості від підковоподібного вихору (рис. 2.1, в):

$$v_{\gamma}^i = \frac{1}{4\pi} \left\{ \frac{CA \times CM}{|CA \times CM|^2} \left[\frac{(CA \cdot CM)}{|CM|} - \frac{(CA \cdot q_i)}{|q_i|} \right] + \frac{a_i \times q_i}{|a_i \times q_i|^2} \cdot \left[\frac{(a_i \cdot q_i)}{|q_i|} - \frac{(a_i \cdot p_i)}{|p_i|} \right] \right. \\ \left. + \frac{BD \times DM}{|BD \times DM|^2} \cdot \left[\frac{(BD \cdot p_i)}{|p_i|} - \frac{(BD \cdot DM)}{|DM|} \right] \right\}$$

де

$$q_i = CM - \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) CA, \quad p_i = DM + \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) BD,$$

$$a_i = CD - \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) (CA + BD),$$

(n - кількість відрізків на панелі).

Швидкість від відрізка джерел:

Осьова компонента

$$V_{\sigma_1}^i = \frac{1}{4\pi} \frac{a_i}{|a_i|} \left[\frac{1}{|p_i|} - \frac{1}{|q_i|} \right].$$

Радіальна компонента

$$V_{\sigma_2}^i = \frac{1}{4\pi} \frac{[a_i \times q_i] \times a_i}{|a_i \times q_i|^2 |a_i|} \left[\frac{(a_i \cdot q_i)}{|q_i|} - \frac{(a_i \cdot p_i)}{|p_i|} \right].$$

Перевага дискретного аналога полягає в тому, що знімається обмеження на форму панелі і без всяких ускладнень може бути змінений закон розподілу щільності особливостей уздовж хорди панелі. Можна використовувати тригонометричні закони, статичні та інші. Для цього достатньо змінити вагові коефіцієнти при підсумовуванні швидкостей від елементарних відрізків, що належать панелі. Ще одна перевага дискретних аналогів полягає в можливості управління кількістю відрізків (густотою сітки) при видаленні розрахункової точки від центру панелі. Чим далі

розрахункова точка, тим менше потрібне число відрізків, моделюючих вплив безперервного розподілу особливостей, а, отже, менше час розрахунку. Навпаки, при наближенні до панелі кількість відрізків збільшується. Найбільше число відрізків відповідає розрахунку швидкостей в контрольних точках сусідніх панелей. У своїй контрольній точці панелі для нормальної складової швидкості від джерел і для дотичній швидкості від вихорів здійснений граничний перехід $v_{n\sigma} = \sigma/2, v_{\tau\gamma} = \gamma/2$ методичні дослідження показали, що в більшості практичних випадків.

Для опису ближнього поля досить не більше 64 відрізків на панелі. Для далекого поля досить одного або двох відрізків. Підкреслимо, що збільшення кількості дискретних вихорів або джерел на панелі не призводить до збільшення числа невідомих в системі лінійних рівнянь. Невідомими як і раніше залишаються загальна циркуляція вихорів загальна інтенсивність джерел на панелі. Кількість рівнянь дорівнює числу панелей.

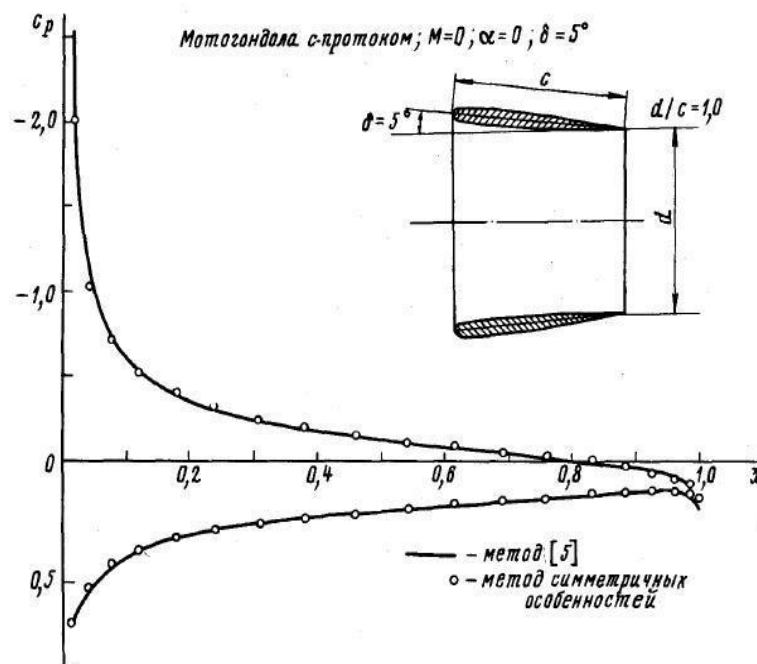


Рис. 2.2. Розподіл тиску по поверхні вісесиметричної мотогондолої з протокою.

Методичні розрахунки за розробленим алгоритмом були проведені для профілів, крил, мотогондол, фюзеляжів і їх комбінацій. Наведемо деякі результати. На рис. 2.2 показано розподіл тиску по поверхні вісесиметричної мотогондолої з протокою. Суцільною лінією показані

результати розрахунків за методом, символами по розробленому методу симетричних особливостей.

На рис. 2.3 показано розподіл тиску в перерізі крила і фюзеляжу, розташованих в зоні взаємного впливу. Наводиться розрахункова сітка крила і фюзеляжу. У місці стику крила і фюзеляжу розрахункова сітка взаємно узгоджена. Відзначимо, що незважаючи на згущення смуг на фюзеляжі в області передньої кромки крила рішення поводить досить гладко. Вплив стисливості при числі $M = 0,6$ враховано приблизно за правилом Прандтля - Глауерт.

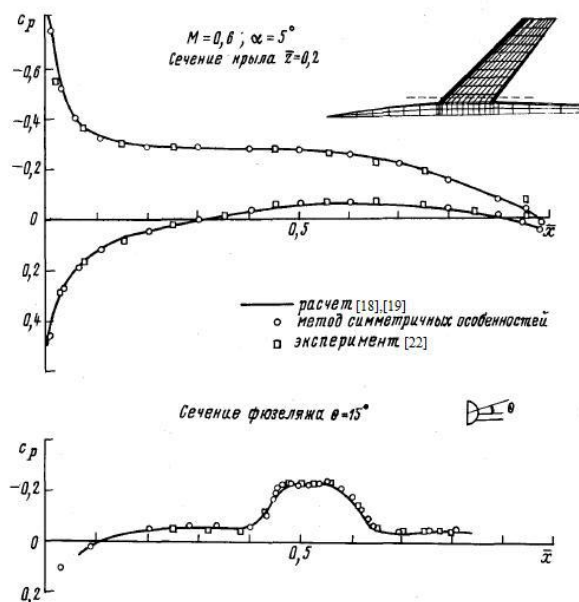


Рис. 2.3. Розподіл тиску в перерізі крила і фюзеляжу в зоні взаємного впливу.

На рис. 2.4 показано розподіл изобар по поверхні транспортного літака. Моделювався фюзеляж, крило, оперення, мотогондоли з протокою і пілони. Всі елементи мали тілесну форму. Для завдання половини компонування використовувалися 950 панелей. Час розрахунку на ЕОМ з швидкодією 1 млн. Оп. становить 110 хвилин.

Рис. 2.4. Розподіл изобар по поверхні транспортного літака.

Таким чином, розроблений метод дозволяє розраховувати дозвукове обтікання компоновок літальних апаратів складних геометричних форм.

1 $C_p = -0,9$
2 $-0,6$
3 $-0,3$
4 $0,3$
5 $0,6$
6 $0,9$



2.2. Моделювання обтікання літального апарату за допомогою методу кінцевих елементів

2.2.1. Система рівнянь методу кінцевих елементів

Рівняння Нав'є-Стокса

Узагальнений закон Ньютона для в'язкої рідини [12] встановлює лінійний зв'язок між тензором напружень і тензором відносних швидкостей деформації.

$$\sigma_{ij} = -p \delta_{ij} + \mu \left[\left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \right], \quad i, j, k = 1, 2, 3 \quad (2.1)$$

де p - гідродинамічний тиск, μ - молекулярна динамічна в'язкість, σ_{ij} - дельта-функція Кронекера.

В випадку нестисливої рідини, тензор напружень виглядає наступним чином:

$$\sigma_{ij} = \begin{cases} \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right), & \text{при } i \neq j \\ -p + 2\mu \frac{\partial v_i}{\partial x_i}, & \text{при } i = j \end{cases} \quad (2.2)$$

Тензор напружень часто поділяють на дві частини

$$\sigma_{ij} = -p \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) = -p \delta_{ij} + \tau_{ij}, \quad (2.3)$$

де τ_{ij} - тензор в'язких напружень. Підстановка (2.2) в рівняння для напруг дає відомі рівняння Нав'є-Стокса:

$$\begin{aligned} \nabla \cdot \vec{v} &= 0 \\ \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} &= \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \vec{v}, \end{aligned} \quad (2.4)$$

де, $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ молекулярна кінематична в'язкість.

Для отримання конкретних рішень, при інтегруванні системи (2.4) повинні бути використані граничні, а в разі нестационарного руху - граничні і початкові умови. На твердих межах задаються умови "непротікання" і "прилипання". $\vec{v}|_s = 0$ Початкові умови ставляться в задачах нестационарного руху і являють собою задані в деякий початковий момент часу поля швидкостей і тисків.

Наближення рівнянь Нав'є-Стокса. Моделювання турбулентності.

Основні труднощі розрахунку потоків в'язкої нестисливої рідини частково пов'язана з широким діапазоном зміни масштабу турбулентності. Прямий розрахунок повних рівнянь Нав'є-Стокса для тривимірного турбулентного потоку вимагає значних обчислювальних ресурсів і не під силу навіть існуючим суперкомп'ютерів. У зв'язку з цим, важливу роль відіграє турбулентна модель, що дозволяє врахувати вплив турбулентності в розрахунках.

Друга складність в розрахунку в'язкого потоку пов'язана з необхідністю використання надзвичайно дрібних сіток при розрахунку течії в турбулентному кінцевому шарі. Оскільки обчислювальна стійкість існуючої схеми рішення безпосередньо пов'язана з розміром мінімальної комірки, то, якщо не брати досить малий крок за часом, виникають проблеми стійкості розрахунку. В результаті, і збільшення дозволу і зменшення кроку по часу при обчисленнях тягнуть за собою різке збільшення необхідних обчислювальних ресурсів.

Тому для вирішення завдань гідродинаміки застосовуються різні підходи, основною метою яких є зменшення "обчислювальної вартості" методів розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса при мінімально можливій втраті точності.

Розрізняють два основні підходи моделювання в'язких течій

- Пряме чисельне моделювання (DNS)-рішення повних рівнянь Нав'є-Стокса.
- Моделювання з використанням усереднених рівнянь Нав'є-Стокса, а саме: за часом (RANS), по простору (LES), гібридні модифікації (DES).

Пряме чисельне моделювання: DNS

Серед відомих методів чисельного моделювання тривимірних турбулентних течій необхідно виділити пряме чисельне моделювання турбулентності (DNS Direct Numerical Simulation of turbulent flows).

Метод DNS являє собою пряме чисельне рішення повної нестационарної системи рівнянь Нав'є-Стокса, при такому підході вирішуються всі масштаби руху. В результаті виникає необхідність будувати надзвичайно дрібною сіткою для великих просторових областей. Відома наступна оцінка числа вузлів при прямому моделюванні турбулентності:

$$N_{DNS} = O(Re^{9/4})$$

Для дійсних чисел Рейнольдса порядку 10^{6-8} число розрахункових вузлів повинно складати $N = 10^{13-15}$. Тобто для використання DNS потрібні досить потужні обчислювальні ресурси, і на сьогоднішній день можливості застосування методу обмежуються лише випадками досить простих течій і вельми невисоких чисел Рейнольдса.

Метод моделювання великих вихорів: LES

У методі моделювання великих вихорів (LES-Large Eddy Simulation) здійснюється рішення відфільтрованих по простору рівнянь Нав'є-Стокса і дозволяється рух тільки великих вихорів [13].

Метод заснований на двох припущеннях. Перше полягає в можливості поділу поля швидкості на рух великих і дрібних вихорів, причому рух великих вихорів може бути розраховане окремо, що пов'язано з достатньою ізотропністю і універсальністю дрібних масштабів турбулентного руху. Друге припущення - в можливості апроксимації нелінійних взаємодій між великими і дрібними вихорами тільки про великим вихором з використанням моделей під-сіткової масштабу SGS (SubGrid Scale models).

Для відділення великих масштабів від дрібних, застосовується операція фільтрації, яка визначається наступним чином:

$$\bar{f}(\vec{x}) = \int f(\vec{\xi}) G(\vec{x}, \vec{\xi}, \Delta) d\xi d\eta d\zeta, \quad (2.5)$$

де G - фільтраційна функція, Δ - ширина фільтра, що визначає найменший масштаб турбулентності, допустимий фільтром. Найбільш популярні і часто використовувані фільтраційні функції - Гаусса, ідеальний і "top-hat" фільтри.

Фільтр дає формальне визначення процесу усереднення і відокремлює здатні до вирішення масштаби від під-сіткової. Фільтрація використовується, щоб вивести рівняння для вирішених масштабів. Для течії нестисливої рідини відфільтровані рівняння Нав'є-Стокса приймають наступну форму:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_i} &= 0, \\ \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{v}_i \bar{v}_j)}{\partial x_j} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}^*}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial^2 \bar{v}_i}{\partial x_j^2}. \end{aligned} \quad (2.6)$$

Тут вплив дрібномасштабних структур на рух рідини представляється через тензор напружень під-сіткового масштабу

$$\tau_{ij}^* = \overline{v_i v_j} - \overline{v_i} \overline{v_j}. \quad (2.7)$$

Серед застосованих під-сіткових моделей можна виділити модель Смагоринського, двох-точкові замикання, динамічні моделі, моделі одного рівняння. Популярність методу моделювання великих вихорів для проведення розрахунків складних турбулентних течій з досить високими числами Рейнольдса пояснюється тим, що він вимагає менших обчислювальних витрат в порівнянні з DNS. Загальне співвідношення кількості вузлів сітки для цих методів визначається залежністю:

$$N_{LES} \approx 0,4() Re^{1/4} N_{DNS}$$

Необхідно відзначити, що на сьогоднішній день випробувано значна кількість під-сіткової моделі, фільтрів, граничних умов і розрахункових схем. Незважаючи на це, поки не ясні ні оптимальний варіант під-сіткової моделі, ні обґрунтування вибору такого варіанту. Проте, LES є перспективним напрямком у розвитку методів розрахунку турбулентних течій і представляється вагомою альтернативою DNS і RANS.

Рівняння усередненого руху: RANS

Як було відзначено, рішення повних рівнянь Нав'є-Стокса в тривимірному просторі при великих (турбулентних) числах Рейнольдса залишається на сьогоднішній день досить складним завданням. Тому для опису тривимірних течій часто використовують усереднені за часом рівняння Нав'є-Стокса. У турбулентному потоці локальні тиск і складові вектора швидкості змінюються в часі випадковим чином. Основна ідея осереднення полягає в тому, щоб розділити в потоці стаціонарні і випадкові частини.

Система рівнянь Нав'є-Стокса для опису руху в'язкої нестисливої рідини при відсутності масових сил, що використовує консервативну форму записів рівняння зміни кількості руху, може бути представлена в скалярно-тензорній формі наступним чином:

$$\begin{aligned}\frac{\partial v_i}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial v_i}{\partial t} + \frac{\partial(v_i v_j)}{\partial x_j} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}.\end{aligned}\quad (2.8)$$

З урахуванням рівняння нерозривності, компоненти тензора напружень записуються так:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} = \nu \frac{\partial^2 v_i}{\partial x_j^2}.\quad (2.9)$$

Згідно з підходом Рейнольдса, будь-які миттєві значення гідродинамічних параметрів потоку представляються у вигляді суми усереднені за часом величини і її пульсаційної складової. Фактично це означає, що гідродинамічна величина є випадкової, усереднення якої в часі дає математичне очікування, а пульсації складова - дисперсію випадкової величини. Позначаючи усереднені в часі величину, а пульсаційну, можна записати для тиску, що становлять швидкості, і тензора напружень такі вирази:

$$p = \bar{p} + p', \quad v_i = \bar{v}_i + v_i', \quad \tau_{ij} = \bar{\tau}_{ij} + \tau_{ij}'.$$

Слід зазначити, що середнє значення, незважаючи на інтегрування за часом, може змінюватися в часі. Це означає, що період інтегрування T повинен бути малим порівняно з характерним часом нестационарного зміни величини. Крім того, період усереднення вибирається так, щоб воно приводило до величини, що не змінюється при повторному усередненні.

$$\bar{v}_i(t) = \frac{1}{T} \int_0^T v_i(t) dt.\quad (2.10)$$

Застосовуючи операцію усереднення за часом (2.10) до рівнянь системи (2.13), з урахуванням рівняння нерозривності, отримаємо

$$\begin{aligned}\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial(\rho \bar{v}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{v}_i \bar{v}_j)}{\partial x_j} &= -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{v_i' v_j'}),\end{aligned}\quad (2.11)$$

де $\overline{\rho v_i' v_j'}$ - складові тензора напружень Рейнольдса, або «Рейнольдсових» напружень. Вони є шістьма додатковими невідомими до гідродинамічних

параметрів усередненого руху $(\overline{v_i}, \rho)$. Таким чином, система рівнянь і (2.11) є незамкненою.

Питання замикання отриманої системи вирішується різними способами. Найпростіший шлях - використання емпіричної інформації про характеристики турбулентності, найбільш складний - полягає у виведенні рівнянь щодо «рейнольдсових» напруг, де широке застосування отримали моделі турбулентної в'язкості:

$$-\rho \overline{v_i v_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \overline{v_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{v_j}}{\partial x_i} \right), \quad (2.12)$$

де μ_t - турбулентна динамічна в'язкість.

Використовуючи залежність (2.12) і опускаючи знак усереднення за часом, рівняння Нав'є-Стокса в формі Рейнольдса (RANS - Reynolds Averaged Navier-Stokes equations) приводяться до виду:

$$\begin{aligned} \nabla \cdot \vec{v} &= 0 \\ \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} &= -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nabla[(\nu + \nu_t) \nabla \vec{v}], \end{aligned} \quad (2.13)$$

де $\nu_t = \mu_t / \rho$ турбулентна кінематична в'язкість.

Само по собі рівняння (2.12) не вводить моделі турбулентності, а тільки характеризує структуру такої моделі. При цьому основним завданням є визначення коефіцієнта турбулентної в'язкості ν_t . На відміну від коефіцієнта молекулярної кінематичної в'язкості ν , коефіцієнт ν_t визначається станом турбулентності і не пов'язаний з властивостями рідини. Він може сильно змінюватися від точки до точки простору і в залежності від типу перебігу. Так, наприклад, в зонах циркуляційного течії може ν_t на кілька порядків перевищувати ν .

2.2.2. Модель турбулентності К-ε

Розглядаються питання застосування k-ε моделі для опису досить широкого класу турбулентних течій, що включають як зсувну, так і гравітаційну турбулентність. Представлені аналітичні рішення рівнянь k-ε моделі для ряду характерних окремих випадків. Ці аналітичні рішення

порівнюються з наявними експериментальними даними, або результатами прямого чисельного моделювання, що дозволяє оцінити значення використовуваних емпіричних констант.

Спочатку k - ϵ модель використовувалася для розрахунку нестискаючої зсувної турбулентності. Найбільш природним шляхом включення в модель гравітаційної турбулентності є введення спеціальної емпіричної константи при генераційному члені гравітаційної нестійкості в ϵ -рівнянні. При цьому значення інших констант моделі повинні залишатися близькими до їх значень, підібраних для опису зсувної турбулентності.

Розгляд задачі про взаємодію турбулентності з ударними хвилями демонструє непридатність стандартного варіанту k - ϵ моделі для опису взаємодії ударних хвиль з турбулентністю, пов'язану з неправдоподібно великим зростанням турбулентних величин в ударному стрибку. Наведено систему рівнянь з обмеженням величини турбулентних потоків, яка вільна від певних недоліків. У зв'язку з цим є надія на задовільний опис даної модифікацією k - ϵ моделі турбулентних течій і при наявності ударних хвиль.

k - ϵ модель є, мабуть, найбільш вдалою моделлю турбулентності першого рівня замикання. Для опису турбулентних величин в ній використовується система двох нелінійних дифузійних рівнянь - для масової щільності турбулентної енергії k і швидкості дисипації турбулентної енергії ϵ . Найпростіший варіант даної моделі з'явився більше тридцяти років тому [14]. З тих пір k - ϵ модель широко застосовувалася для розрахунків великого кола завдань, в основному, для опису зсувної нестискаючої турбулентності.

Як прецеденту включення і гравітаційної (конвективного) турбулентності, можна вказати застосування k - ϵ моделі для розрахунків профілів вітру, температури і коефіцієнтів турбулентної дифузії в атмосферному передостанньому шарі різної стратифікації [15]. При цьому емпіричні константи даного варіанту моделі дещо відрізняються, від усталеного варіанту констант [14], підбраного для опису зсувних течій. До того ж, для гарного опису профілів величин в приземному атмосферному шарі потрібне використання кілька різних емпіричних констант в разі стійкої і нестійкої

стратифікації. Ще більш значна відмінність емпіричних констант моделі від усталеного набору було запропоновано в роботі [16] присвяченій застосуванню k-ε моделі до розрахунку автомодельного гравітаційного перемішування двох нестискуваних рідин.

Досить ясно, що можливості k-ε моделі для опису складних турбулентних течій обмежені. Проте, зважаючи на простоту цієї моделі (у порівнянні з моделями другого рівня замикання і іншими більш ґрунтовними приближеннями), бажано мати її варіант, який би забезпечив прийнятний опис досить широкого кола течій зі зсувною і гравітаційною турбулентністю.

В справжній роботі дається огляд наявних джерел для оцінки емпіричних констант моделі. Для цього розглядаються аналітичні рішення рівнянь k-ε моделі для ряду характерних окремих випадків, що дозволяють зробити оцінку емпіричних констант, шляхом порівняння з наявними експериментальними даними або результатами прямого чисельного моделювання. Даний аналіз проводиться без залучення чисельного рішення k-ε рівнянь, що робить його більш ясним.

Рівняння k-ε моделі

Наведемо зведення рівнянь k-ε моделі, призначеної для опису досить широкого класу стискаються турбулентних течій, що включають як гравітаційну, так і зсувну турбулентність. Елементи їх виведення можна знайти в ряді джерел [14].

Рівняння дифузії компонент ($C_k = \rho_k / \rho$ - масові концентрації):

$$\rho \frac{dC_k}{dt} = \text{div}(\rho D \nabla C_k), \quad (2.14)$$

де коефіцієнт турбулентної дифузії:

$$D = c_D \frac{k^2}{\varepsilon} = \frac{c_\mu}{S_c} \frac{k^2}{\varepsilon} = \frac{\nu_T}{S_c}. \quad (2.15)$$

У цій формулі c_μ - константа, яка визначає турбулентну в'язкість, S_c - турбулентний число Шмідта - емпіричні константи моделі.

Рівняння безперервності:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{1}{\rho}\right) = \frac{1}{\rho} \operatorname{div} \vec{u} . \quad (2.16)$$

Рівняння руху:

$$\rho \frac{du_k}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(P + \frac{2}{3} \rho k \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\tau_{ik}) , \quad (2.17)$$

де тензор турбулентних в'язких напружень:

$$\tau_{ik} = \rho \nu_T \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_k} \frac{\partial u_k}{\partial x_i} - \frac{2}{3} d_{ik} \operatorname{div}(\vec{u}) \right). \quad (2.18)$$

Рівняння для масової щільності внутрішньої енергії E

$$\rho \frac{dE}{dt} = \frac{P}{\rho} \frac{d\rho}{dt} - P \operatorname{div} \left[D \left(\frac{\nabla \rho}{\rho} - \frac{\nabla \rho}{\rho a^2} \right) \right] + \rho \varepsilon - \operatorname{div}(\vec{S} + \vec{S}_T), \quad (2.19)$$

a - швидкість звуку.

Турбулентний потік тепла \vec{S}_T можна записати як

$$\vec{S}_T = -\rho \frac{V_T}{\operatorname{Pr}} c_p \left(\nabla T - \frac{(\gamma-1)T}{\gamma} \frac{\nabla P}{P} \right) - \rho D \sum_k \left(E_k + \frac{P_k}{\rho_k} \right) \nabla C_k . \quad (2.20)$$

Рівняння для масової щільності турбулентної енергії k :

$$\rho \frac{dk}{dt} = \frac{2}{3} k \frac{d\rho}{dt} - \rho \varepsilon + \rho (G_S + G_B) + \operatorname{div} \left(\frac{V_T}{P t_k} \rho \nabla k \right), \quad (2.21)$$

де генераційний член зсувної турбулентності:

$$G_S = \frac{1}{\rho} \frac{du_i}{dx_k} \tau_{ik} = \nu_T \left(\frac{du_i}{dx_k} \left(\frac{du_i}{dx_k} + \frac{du_k}{dx_i} \right) - \frac{2}{3} (\operatorname{div}(\vec{u}))^2 \right). \quad (2.22)$$

генераційний член гравітаційної турбулентності:

$$G_b = D \left[-\frac{\nabla P}{\rho} \left(\frac{\nabla P}{\rho} - \frac{\nabla P}{\rho a^2} \right) \right]. \quad (2.23)$$

Рівняння для швидкості дисипації турбулентної енергії ε :

$$\rho \frac{d\varepsilon}{dt} = c_{\varepsilon 3} \varepsilon \frac{d\rho}{dt} - c_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + \rho \frac{\varepsilon}{k} (c_{\varepsilon 1} G_S + c_{\varepsilon 0} G_B) + \operatorname{div} \left(\frac{V_T}{P r_\varepsilon} \rho \nabla \varepsilon \right). \quad (2.24)$$

У таблиці 2.1 наведені орієнтовні значення емпіричних констант, які були отримані на підставі порівняння ряду аналітичних рішень рівнянь k-ε моделі з наявними експериментальними даними і результатами прямого чисельного

Таблиця 2.1

Орієнтовні значення емпіричних констант k-ε [17]

Константа	Значення	Джерело оцінки (підстава для вибору значення)
S_c	0.5	Експериментальні дані по ширині профілю концентрації і надлишкової швидкості в турбулентному шарі змішування
P_r	0.5	- -
C_μ	0.12	Умова опису як логарифмічного профілю швидкості в турбулентному прикордонному шарі, так і швидкості росту зони перемішування в автомоделій задачі про зсув перемішуванні (див. п. 2).
Pr_k	0.5	
Pr_ϵ	0.75	
$c_{\epsilon 1}$	1.30	
$c_{\epsilon 2}$	1.92	Експериментальні дані по згасання турбулентності в однорідному потоці за ґратами
$c_{\epsilon 3}$	4/3	Еволюція однорідної турбулентності при швидкому однорідному стисненні
$c_{\epsilon 0}$	≈1.0	Експериментальні дані по ширині зони перемішування для автомоделій задачі про гравітаційне перемішування нестискуєчих рідин (див. п. 3)

Турбулентне перемішування при зсувною нестійкості

Нехай є два шари однорідної нестискаючої рідини, які рухаються одна відносно іншої уздовж кордону розділу. Шари є напівнескінченими і, в загальному випадку, мають різну щільність. Виберемо вісь z вздовж нормалі до контактного кордону, а x - вздовж напрямку відносного руху. Нехай, для визначеності, в початковий момент часу легша рідина спочиває і розташована в півпросторі $z < 0$, а важча займає область $z > 0$ і рухається як ціле зі швидкістю $u_x = U$. Всі величини можуть залежати тільки від часу і z.

Для нестискаючих і незмішуваних рідин легко встановити зв'язок профілю щільності з профілем концентрацій:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{C}{\rho_a} + \frac{(1-C)}{\rho_T}. \quad (2.25)$$

Співвідношення (2.25) також виходить і для випадку змішуються ідеальних газів.

Оскільки величина $\frac{1}{\rho}$, є лінійною функцією концентрації, вона задовольняє таким же, як концентрація, рівняння:

$$\rho \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{1}{\rho} \right) + \rho u_z \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{1}{\rho} \right) = \frac{\partial}{\partial z} \left(\rho D \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{1}{\rho} \right) \right). \quad (2.26)$$

Зіставлення (2.26) з рівнянням безперервності (2.16) дає можливість отримати явний вираз для z - компоненти швидкості:

$$u_z = -D \frac{\partial \ln \rho}{\partial z} = D \frac{\partial}{\partial z} \ln \left(\frac{C}{\rho_a} + \frac{1-C}{\rho_r} \right), \quad (2.27)$$

що призводить до наступного простого рівняння для щільності:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial z} \left(D \frac{\partial \rho}{\partial z} \right). \quad (2.28)$$

Такому ж рівняння задовольняє і об'ємна концентрація з урахуванням (2.27), рівняння для поздовжнього компонента швидкості запишеться як

$$\frac{\partial u_x}{\partial t} = -u_z \frac{\partial u_x}{\partial z} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial z} \left(\rho S_c D \frac{\partial u_x}{\partial z} \right) = \frac{(1+S_c)}{\rho} D \frac{\partial \rho}{\partial z} \frac{\partial u_x}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left(S_c D \frac{\partial u_x}{\partial z} \right). \quad (2.29)$$

Рівняння для турбулентних величин мають вигляд

$$\frac{\partial k}{\partial t} = \frac{2}{3} \frac{k}{\rho} \frac{d\rho}{dt} - \varepsilon + G_s + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{S_c}{Pr_k} D \rho \frac{\partial k}{\partial z} \right), \quad (2.30)$$

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = c_{\varepsilon 3} \frac{\varepsilon}{\rho} \frac{d\rho}{dt} - c_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + c_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} G_s + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{S_c}{Pr_\varepsilon} D \rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right). \quad (2.31)$$

Відзначимо відмінності отриманих дифузійних рівнянь для концентрації і щільності (2.28) і швидкості (2.29). По-перше, ефективний коефіцієнт дифузії швидкості менше, оскільки $S_c < 1$, що означає стиснення профілю надлишкової швидкості щодо профілю концентрації. По-друге, в (2.29) є присутнім додатковий член з основною швидкістю

$$-\frac{(1+S_c)}{\rho} D \frac{\partial \rho}{\partial z}.$$

який повинен призводити до додаткового зміщення профілю швидкості в зоні перемішування щодо профілю концентрації в бік більш легкої рідини.

Наведену систему рівнянь можна вирішити тільки чисельно. Для розуміння характеру залежності ширини зони турбулентного перемішування від емпіричних констант k-ε моделі корисно розглянути наближене рішення, відповідне неврахування просторової залежності турбулентних величин. Завдання будемо розглядати в термінах середніх по зоні значень турбулентної енергії і швидкості дисипації:

$$\bar{k} = \frac{1}{L^*} \int k dz, \quad \bar{\varepsilon} = \frac{1}{L^*} \int \varepsilon dz,$$

де L^* - ширина зони перемішування. Будемо вважати, що коефіцієнт дифузії виражається через ці середні значення звичайним чином:

$$D = \bar{D}(t) \approx \frac{c_\mu}{Sc} \frac{(\bar{k})^2}{\bar{\varepsilon}}. \quad (2.32)$$

Подібне наближення вперше було застосовано [16] для завдання про гравітаційне перемішування. Оскільки воно є досить грубим, щоб претендувати на опис залежності ширини зони перемішування від перепаду щільності, будемо розглядати найпростіший випадок змішання шарів рівної щільності, для якого нормальна компонента швидкості (2.27) строго дорівнює нулю.

Рішення рівняння для концентрації з залежним тільки від часу коефіцієнтом дифузії має вигляд:

$$c = \frac{1}{2} (1 - \operatorname{erf}(z / 2\sqrt{\tau})), \quad (2.33)$$

$$\tau = \int_0^t \bar{D}(t') dt'.$$

в силу чого ширина зони перемішування може бути записана як:

$$L^* = 4\eta_* \sqrt{\tau}, \quad (2.34)$$

де константа η_* залежить від вибору рівня концентрації c^* , по якій

визначаються межі зони перемішування. У таблиці 2.2 наведені значення цієї константи для характерних рівнів концентрацій, за якими визначається межа зони перемішування.

Таблиця 2.2

Значення константи для характерних рівнів концентрацій [17]

c_*	0.1	0.05	0.01
η_*	0.906	1.17	1.65

Рішення для швидкості має вигляд:

$$u_x = \frac{U}{2} \left(1 + \operatorname{erf} \left(z / 2\sqrt{Sc\tau} \right) \right). \quad (2.35)$$

Інтегруючи по зоні перемішування рівняння для турбулентних величин, і вважаючи, що турбулентні величини звертаються в нуль на кордонах зони перемішування, отримаємо:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{k} L^*) = -\bar{\varepsilon} L^* + \bar{D} \left(\frac{Sc}{8\pi} \right)^{1/2} \frac{U^2}{\tau^{1/2}} \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\varepsilon} L^*) = -c_{\varepsilon 2} \int \frac{\varepsilon^2}{k} dz + c_{\varepsilon 1} Sc \bar{D} \int \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\partial u_x}{\partial z} \right)^2 dz \end{cases}, \quad (2.36)$$

Вхідні в ці рівняння інтеграли важко оцінити більш зрозуміло, чим як

$$\int \frac{\varepsilon^2}{k} dz = \frac{(\bar{\varepsilon})^2}{\bar{k}} L^*, \quad \int \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\partial u_x}{\partial z} \right)^2 dz = \frac{\bar{\varepsilon}}{\bar{k}} \int \left(\frac{\partial u_x}{\partial z} \right)^2 dz, \quad (2.37)$$

Рішення системи (2.36), (2. 37) має вигляд:

$$\begin{cases} \bar{k} = \frac{1}{2\eta_*} \left(\frac{Sc}{8\pi} \right)^{1/2} (1 - c_{\varepsilon 1} / c_{\varepsilon 2}) U^2 \\ \bar{\varepsilon} = \frac{1}{2\eta_*} \left(\frac{Sc}{8\pi} \right)^{1/2} \frac{c_{\varepsilon 1}}{c_{\varepsilon 2}} \frac{U^2}{t} \\ \bar{D} = \frac{c_{\mu}}{2\eta_*} \left(\frac{1}{8\pi Sc} \right)^{1/2} (1 - c_{\varepsilon 1} / c_{\varepsilon 2})^2 \frac{c_{\varepsilon 2}}{c_{\varepsilon 1}} U^2 t \end{cases} \quad (2.38)$$

Що виходять з (2.33), (2.34), (2.38) ширина зони перемішування

$$L^* = 2\eta_* \frac{c_{\mu} k_0^2}{Sc c_{\varepsilon 0}} U t = \left(\frac{2\eta_*^2}{\pi Sc} \right)^{1/4} \left(\frac{c_{\mu} c_{\varepsilon 2}}{c_{\varepsilon 1}} \right)^{1/2} (1 - c_{\varepsilon 1} / c_{\varepsilon 2}) U t. \quad (2.39)$$

Для завдання про зсувні перемішування двох напівнескінченних нестискаючих рідин в режимі розвиненої турбулентності, єдиним параметром з розмірністю довжини, що володіє також Галілеєвою інваріантністю, є комбінація U_t . Тому для ширини зони перемішування повинен мати місце закон подібності, який можна записати, за аналогією з розглянутим випадком автомодельного гравітаційного перемішування, у вигляді

$$L^* = (a_{sh,b} + a_{sh,s}) U_t, \quad (2.40)$$

де $a_{sh,b}(\delta)$, $a_{sh,s}(\delta)$ безрозмірні функції перепаду щільності, що визначають швидкість росту зони перемішування і характеризують розмір зони проникнення легшою рідиною в важку і навпаки.

У разі рівного розподілу щільності змішувальних рідин

$$L^* = 2a_{sh} U_t. \quad (2.41)$$

Порівняння з наближеним рішенням (2.39) дозволяє (наближено) висловити значення константи росту зони перемішування через константи k-ε моделі:

$$a_{sh} = \left(\frac{\eta_*^2}{8\pi Sc} \right)^{1/4} \left(\frac{c_{\mu} c_{\epsilon 2}}{c_{\epsilon 1}} \right)^{1/2} (1 - c_{\epsilon 1} / c_{\epsilon 2}) = 0.0927, \quad (2.42)$$

(Числове значення вказано для рекомендованого набору констант моделі (табл. 2.1) і $\eta_* = 1.65$, відповідного визначення ширини профілю концентрацій за рівнями 0.01 ÷ 0.99).

В (2.42) увійшли тільки 4 з 6 фігуруючих в рівняннях констант моделі, що має розумітися, як вказівка на більш слабку залежність ширини зони від тих що не увійшли Pr_k і Pr_{ϵ} .

Експериментальне вивчення розвитку зони турбулентності на кордоні шарів з тангенціальним розривом швидкостей проводилося постановкою, яка дещо відрізняється від розглянутої вище автомодельної завдання. Експерименти проводилися на аеродинамічних трубах з двома незалежними плоскопаралельними потоками рідин або газів, які рухаються в одному напрямку, але з різними швидкостями. На початковій ділянці їх рух розділений

тонкою плоскою пластиною, на краю якої потоки вступають в контакт, і починається розвиток зсувної нестійкості, що переходить в фазу турбулентного перемішування (рис. 2.5).

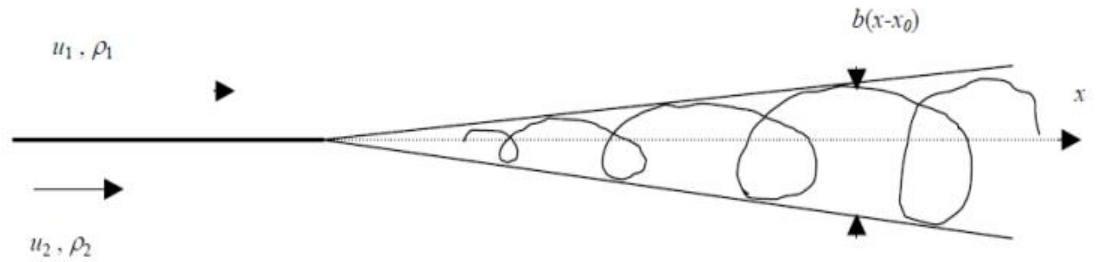


Рис. 2.5. Схема експериментів з вивчення зсувного перемішування [17].

Зона перемішування в подібних експериментах має клиноподібну форму, так що, на відміну від розглянутої автотурбулентної завдань, мають місце ненульові градієнти величин не тільки поперек, а й уздовж зони перемішування. Однак, з огляду на те, що кут цього клина малий (див. Далі), зазвичай наближено вважають, що в кожному перетині, що рухається зі «середньою» швидкістю змішуються потоки u_0 , має місце зростання зони турбулентності b відповідно до вираження (2.40). Вимірюється в досвіді розширення зони перемішування з відстанню тоді пов'язане з α_{sh} допомогою.

$$u_0 = \frac{db}{dx} \approx 2\alpha_{sh} f \delta() |u_1 - u_2|. \quad (2.43)$$

У разі різної щільності потоків, точне визначення швидкості u_0 не є очевидним, проте ясно, що при рівності щільності ця швидкість дорівнює півсумі швидкостей потоків, так що для таких дослідів

$$\alpha_{sh} \approx \frac{u_1 + u_2}{4|u_1 - u_2|} \frac{db}{dx}. \quad (2.44)$$

Необхідно відзначити, що в експериментальних роботах вимірювався, в основному, профіль швидкості в зоні перемішування і, відповідно, ширина профілю швидкості. Вимірювання профілю концентрацій і щільності були зроблені в одиничних дослідженнях. У класичній праці по зсувному перемішуванню нестискаючих середовищ для випадку рівних щільності наводиться швидкість росту шару перемішування $db / dx \approx (0.38-0.345) (u_1 - u_2) / (u_1 + u_2)$, що відповідає

$$(a_{sh})_{\text{exp}} \approx 0.094 \div 0.086 . \quad (2.45)$$

Дане значення константи зсувного перемішування добре узгоджується з наближеним рішенням по k-ε моделі (2.42) зі значенням констант з табл.

2.1. Значення константи зсувного перемішування, рівне:

$$a_{sh} = 0.0975 \pm 0.01$$

було отримано шляхом прямого чисельного моделювання експериментів в двовимірній постановці. Звісно, можлива на сьогоднішній день постановка подібних розрахунків викликає ряд питань.

Більш акуратне наближене аналітичне рішення розглянутої автотомодельної завдання з урахуванням профілів величин отримано в [17]. У таблиці 2.3 представлені, запозичені з цієї роботи, результати розрахунку параметрів рішення для ряду наборів емпіричних констант. У першому рядку представлені результати для стандартного набору, що використовується для опису зсувної турбулентності [14]. Що виходить ширина зони перемішування для стандартного набору констант виявляється приблизно вдвічі менше експериментального значення (2.45). У наступному рядку наведені результати для набору, що відрізняється від стандартного тільки корекцією Pr_{ϵ} , яка необхідна для опису профілю швидкості в турбулентному граничному шарі. Однак дана зміна призводить навіть до декілька гіршого результату. Дана обставина не дивна, оскільки розглянута задача, на відміну від задачі про граничний шар, є нестационарною. Задовільний опис експериментальних даних за швидкістю зростання зони перемішування досягається тільки при зменшенні константи $c_{\epsilon 1}$, в порівнянні зі стандартним значенням. У варіанті, на якому ми зупинилися, дещо змінена також константа $c_{\epsilon 2}$ (останній рядок таблиці).

Таблиця 2.3

Параметри наближеного рішення автотомодельної завдання про зсувом перемішуванні з урахуванням профілів величин [17]

	k_{\max} / U^2	$\varepsilon_{\max} / (U^3 / t)$	α_{sh}
$c_{\mu} = 0.09, c_{\varepsilon 1} = 1.45, Pr_k = 1.0, Pr_{\varepsilon} = 1.3$	0.0300	0.101	0.0478
$Pr_k = 1.0, Pr_{\varepsilon} = 1.13$	0.0304	0.0977	0.0443
$Pr_k = 0.9, Pr_{\varepsilon} = 1.13$	0.0284	0.0969	0.0472
$Pr_k = 0.8, Pr_{\varepsilon} = 1.13$	0.0255	0.0969	0.0508
$Pr_k = 0.7, Pr_{\varepsilon} = 1.13$	0.0218	0.0971	0.0572
$c_{\mu} = 0.12, c_{\varepsilon 1} = 1.3, Pr_k = 0.5, Pr_{\varepsilon} = 0.75$	0.0253	0.0746	0.0906

2.2.3. Модель турбулентності (SST модель)

Ця модель турбулентності запропонована в 1993 році майже одночасно з моделлю Спаларта-Аллармаса і, таким чином, досвід її експлуатації також налічує вже майже 20 років. Цей досвід свідчить про те, що дана модель, що одержала назву Shear Stress Transport (SST) моделі, за сукупністю своїх якостей є однією з кращих, якщо не найкращою для певного класу течій, серед існуючих RANS моделей турбулентності. SST модель являє собою комбінацію k-ε і k-ω моделей, що забезпечує поєднання кращих якості цих давно відомих моделей. Так, k-ε модель добре зарекомендувала себе при розрахунку вільних і струменевих зсувних течій, для аналізу яких власне і була призначена її перша версія, запропонована Харлоу, а k-ω модель забезпечує істотно більш точний опис пристінних граничних шарів. З урахуванням цих обставин, Ментера [18] було запропоновано об'єднати ці моделі з використанням спеціально сконструйованої для цього емпіричної функції F1 (див. Далі), яка забезпечує близькість сумарною моделі до моделі k-ε далеко від твердих стінок і до моделі k-ω в пристінній частині потоку.

У першій редакції [18] формулювання цієї "гібридної" моделі, записаної в термінах k (кінетична енергія турбулентності) і ω (питома швидкість її дисипації), виглядає наступним чином:

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k] + P_k - \beta^* \rho \omega k; \quad (2.46)$$

$$\frac{D(\rho \omega)}{Dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_T) \nabla \omega] + \gamma \frac{\rho}{\mu_T} P_k - \beta^* \rho \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}; \quad (2.47)$$

Розрахунок генерації члена в рівняннях перенесення (2.46), (2.47) здійснюється за формулою

$$P_k = \min(\mu_t S^2, 20\beta^* \rho k \omega), \quad S^2 = 2S_{ij}S_{ij}; \quad (2.48)$$

а останній член в правій частині рівнянні переносу ω (так званий член з перехресної дифузіїю cross-diffusion term) визначається співвідношенням

$$D_{k\omega} = \frac{2\rho\sigma_{\omega 2}}{\omega} (\nabla k) \cdot (\nabla \omega). \quad (2.49)$$

Для визначення турбулентної в'язкості за відомими значеннями k і ω в SST моделі використовується не стандартне співвідношення $\mu_t = \rho \kappa / \omega$, а вираз, що базується на відомій гіпотезі Бредшоу [19] про пропорційність напруги зсуву в пристінній частині граничного шару енергії турбулентних пульсацій

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega \Omega F_2)}; \quad (2.50)$$

яке дозволяє уникнути характерного для k- ϵ моделей затягування відриву.

Емпірична функція F_2 , що входить в (2.50), розраховується за формулою

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2), \quad (2.51)$$

$$\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2\omega}\right),$$

де ,

А d_w означає відстань від розглянутої точки до найближчої точки твердої поверхні.

Нарешті, емпіричні константи моделі визначаються через відповідні константи k- ϵ і k- ω моделей за допомогою згадуваної вище емпіричної "ваговій" функції F_1 :

$$\sigma_k = F_1 \sigma_{k1} (1 - F_1) \sigma_{k2}, \quad \sigma = F_1 \sigma_{\omega 1} (1 - F_1) \sigma_{\omega 2}, \quad \beta = F_1 \beta_1 (1 - F_1) \beta_2; \quad (2.52)$$

$$\text{Где } F_1 = \tanh(\arg_1^4), \quad \arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2\omega}\right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}d_w^2}\right], \quad (2.53)$$

$$\text{а } CD_{k\omega} = \max\{D_{k\omega}, 10^{-20}\}.$$

Індекси "1" і "2" в (2.51) відносяться відповідно до констант k- ω і k- ϵ моделей:

$$\sigma_{k1}=0.85, \sigma_{\omega1}=0.5, \beta_1=0.075, \sigma_{k2}=1.0, \sigma_{\omega2}=0.856, \beta_1=0.0828 \quad (2.54)$$

а інші константи рівні

$$\beta^*=0.09, k=0.41, a_1=0.31, \gamma=\beta/\beta^*-\sigma_{\omega}k^2/\sqrt{\beta^*}, \quad (2.55)$$

де k – постійна Кармана.

Граничні умови до рівнянь SST моделі (2.46), (2.47) задаються наступним чином.

На твердій стінці кінетична енергія турбулентності покладається рівною нулю, а її питома диссипація визначається за формулою

$$\omega_w=10\frac{6\nu}{\beta_1\Delta y_1^2}, \quad (2.56)$$

де ν – молекулярна кінематична в'язкість, $\beta_1=0.075$, а Δy_1 – величина першого пристінного кроку сітки.

На вхідних ділянках зовнішнього кордону розрахункової області задається значення питомої диссипації

$$\omega_{\infty}=C\frac{U_{\infty}}{L}, \quad (2.57)$$

Де U_{∞} і L – характерні для даної течії швидкісний і лінійний масштаби, а рекомендовані в [18] значення константи C лежать в діапазоні $1\div 10$.

Що стосується величини кінетичної енергії турбулентності на вхідних межах, то її значення k_{∞} або задається безпосередньо (якщо воно відоме з експерименту або визначено, виходячи з якихось інших фізичних міркувань), або розраховується за величиною кінематичної турбулентної в'язкості на вхідному кордоні $(\nu_t)_{\infty}$, яка передбачається заданої:

$$k_{\infty}=\rho_{\infty(\nu_t)_{\infty}}\omega_{\infty}^8$$

SST модель протягом багатьох років не піддавалася будь-яким змінам, і лише відносно недавно в статті [20], що підводить підсумки десятирічного досвіду експлуатації даної моделі, в неї були внесені деякі незначні зміни.

Так, при обчисленні генерацій члена та члена з перехресної дифузії в рівнянні переносу кінетичної енергії турбулентності (2.48) пропонується

замінити обмежувачі в вираженні для функції F_1 (2.53):

$$p_k = \min(\mu_i S^2, 10\beta^* \rho k \omega), \quad CD_{k\omega} = \max\{D_{k\omega}, 10^{-10}\}, \quad (2.58)$$

а також дещо видозмінити формулу для розрахунку турбулентної в'язкості (2.49), замінивши в ній величину закрученості Ω на швидкість деформації S :

$$\mu_T = \frac{\rho a_1 k}{\max a_1 \omega, SF_2} . \quad (2.59)$$

Слід відзначити, що при розрахунку більшості течій ці зміни не мають скільки-небудь значного впливу на отримані результати.

2.3. Планування чисельного експерименту

2.3.1. Розрахункові моделі для панельно-вихрового методу

Нижче на рис. 2.6 і 2.7 представлений зовнішній вигляд моделей, що використовуються в математичному моделюванні обтікання замкнутого аркового крила за допомогою ПВМ, так само обґрунтування аеродинамічного компонування ЗАК представлений на першому розділі п.1.3.

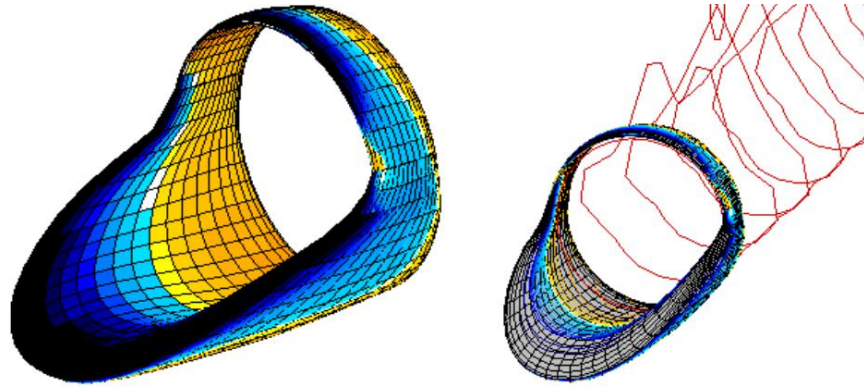


Рис. 2.6. модель ЗАК.

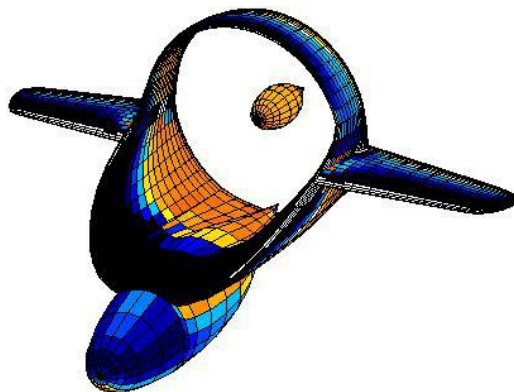


Рис. 2.7. повна компоновка.

2.3.2. Розрахункові моделі для методу кінцевих елементів

Нижче на рис. 2.8 представлений зовнішній вигляд моделей, що використовуються в математичному моделюванні обтікання аркового крила за допомогою МСЕ.

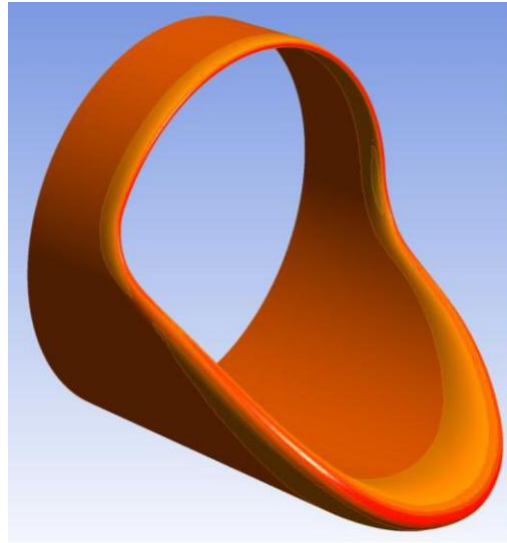


Рис. 2.8. Розрахункова модель ЗПК.

В якості основного розв'язку системи рівнянь МСЕ з прийнятими припущеннями використана програма FLUENT версії 15.0.

Розрахункова модель простору, побудована в програмі FLUENT показана нижче на рис. 2.9:

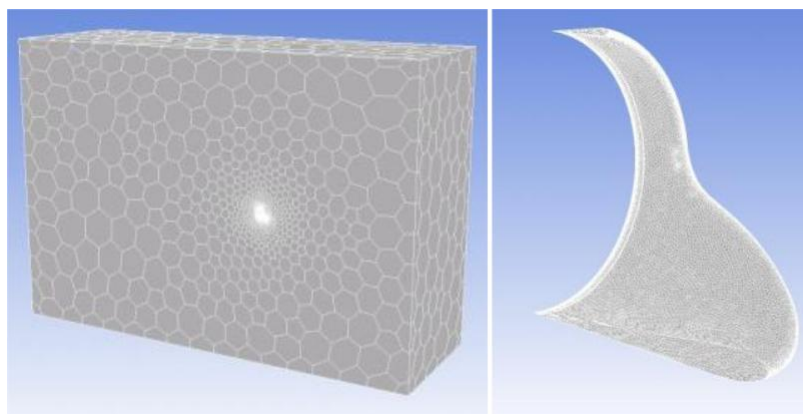


Рис. 2.9. Геометрія і розрахункова сітка моделі ЗАК.

2.4. Аналіз результатів

2.4.1. Результати моделювання обтікання замкнутого аркового крила за допомогою панельно-вихрового методу

Вплив поперечного кута V , визначені за допомогою розрахункових моделей, представлених на першому розділі п.1.3 на рис. 1.22 і 1.23 на аеродинамічні характеристики для форм крила в плані з відповідним положенням нульовий стрілоподібності по осі $x = 0, 0.25b, 0.75b$. показані нижче на рис. 2.10:

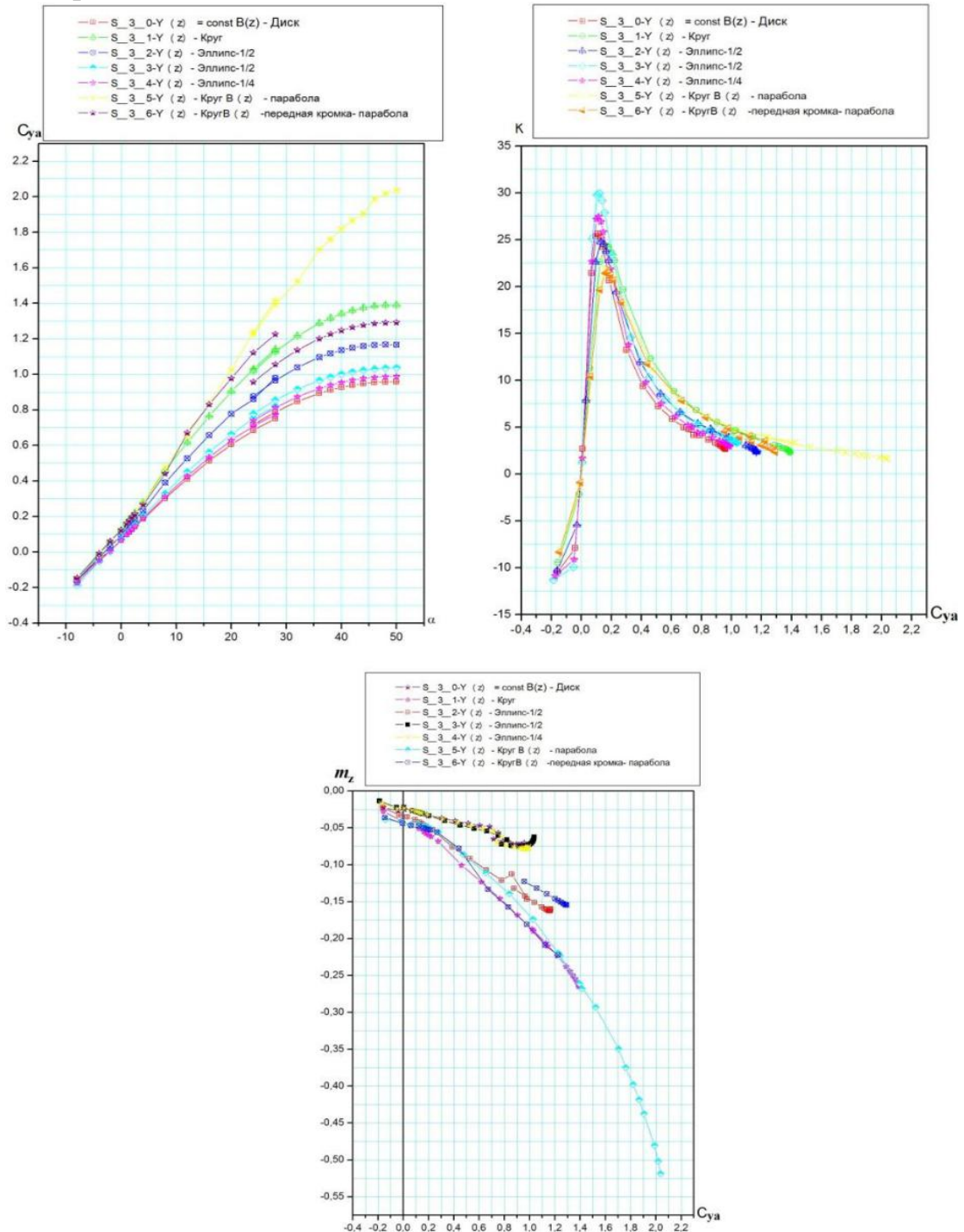


Рис. 2.10. Вплив форми крила. Результат панельно-вихрового методу.

Результати дослідження впливу обдування на аеродинамічні характеристики компонування при положенні струменя на $X_j = 0,75 b - 0,85 b - 0,95 b$, визначені за допомогою розрахункових моделей, представлених на першому розділі п. 1.3 на рис. 1.24 показано нижче на рис. 2.11:

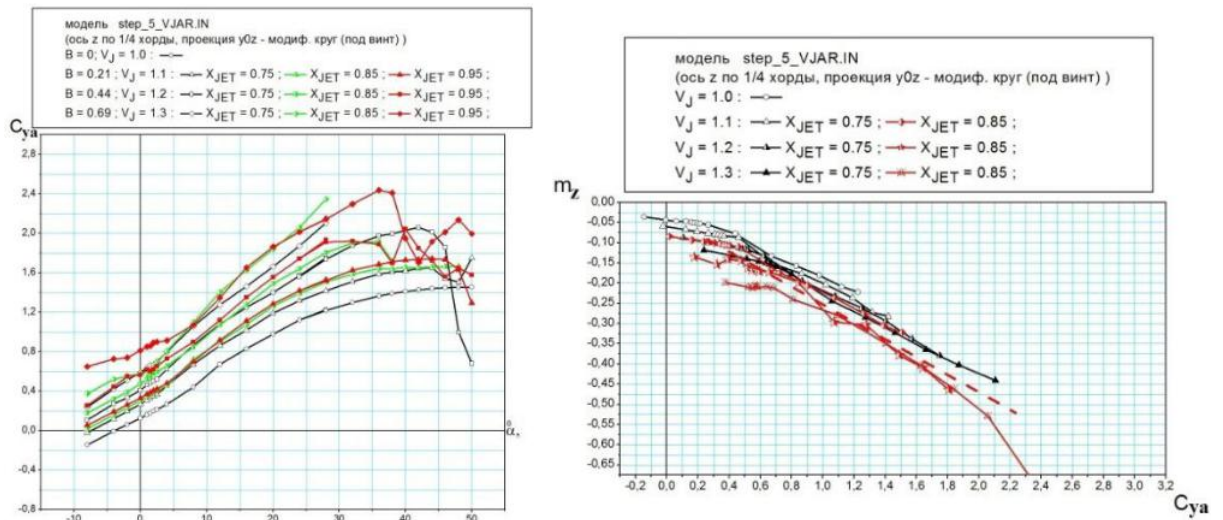


Рис. 2.11. Вплив струменя працюючого гвинта. Результат панельно-вихрового методу.

Результати дослідження впливу масштабу кільця по осі X (mass-X) і обдуванні на аеродинамічні характеристики компонування, визначені за допомогою розрахункових моделей, представлених на першому розділі п. 1.3 на рис. 1.25 і 1.26 показано нижче на рис. 2.12:

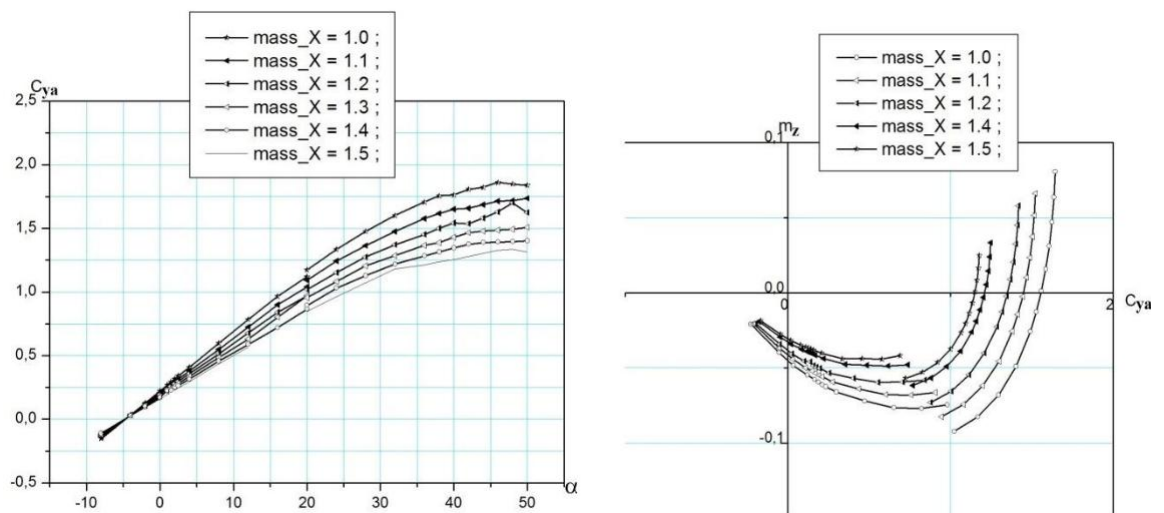


Рис. 2.12. Вплив масштабу кільця по осі x. Результат панельно-вихрового методу.

Результати дослідження впливу положення і розмірів фюзеляжу на аеродинамічні характеристики компонування, визначені за допомогою

розрахункових моделей, представлених на першому розділі п. 1.3 на рис. 1.27 показано нижче на рис. 2.13:

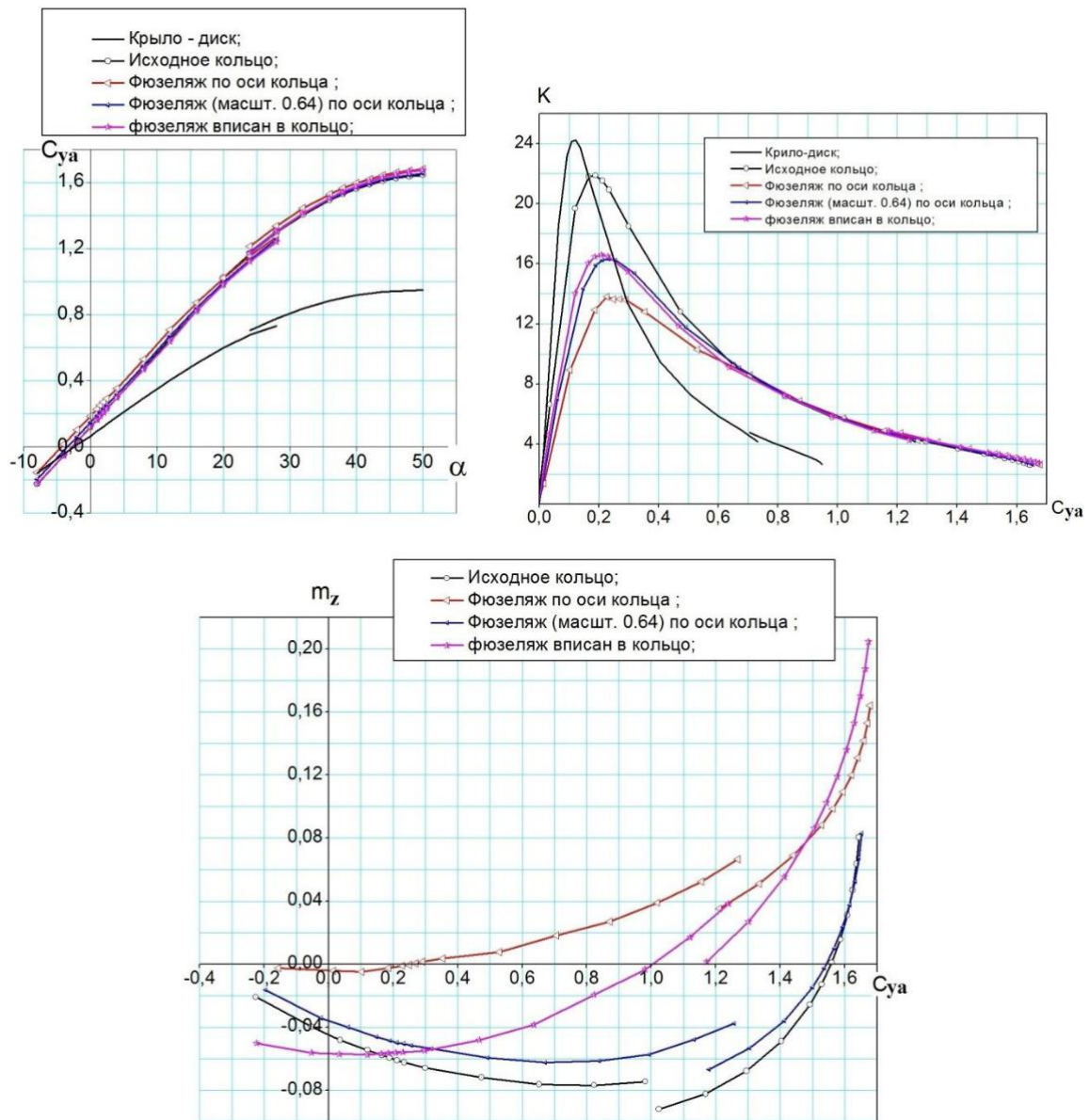


Рис. 2.13. Вплив положення і розмірів фюзеляжу. Результат панельно-вихрового методу.

Результати розрахунку аеродинамічних характеристик моделі з парним фюзеляжем для крил з різним масштабом по осі X, положенням центру мас, і консольними крилами, визначені за допомогою розрахункових моделей, представлених на першому розділі п. 1.3 на рис. 1.28 показані нижче на рис. 2.14:

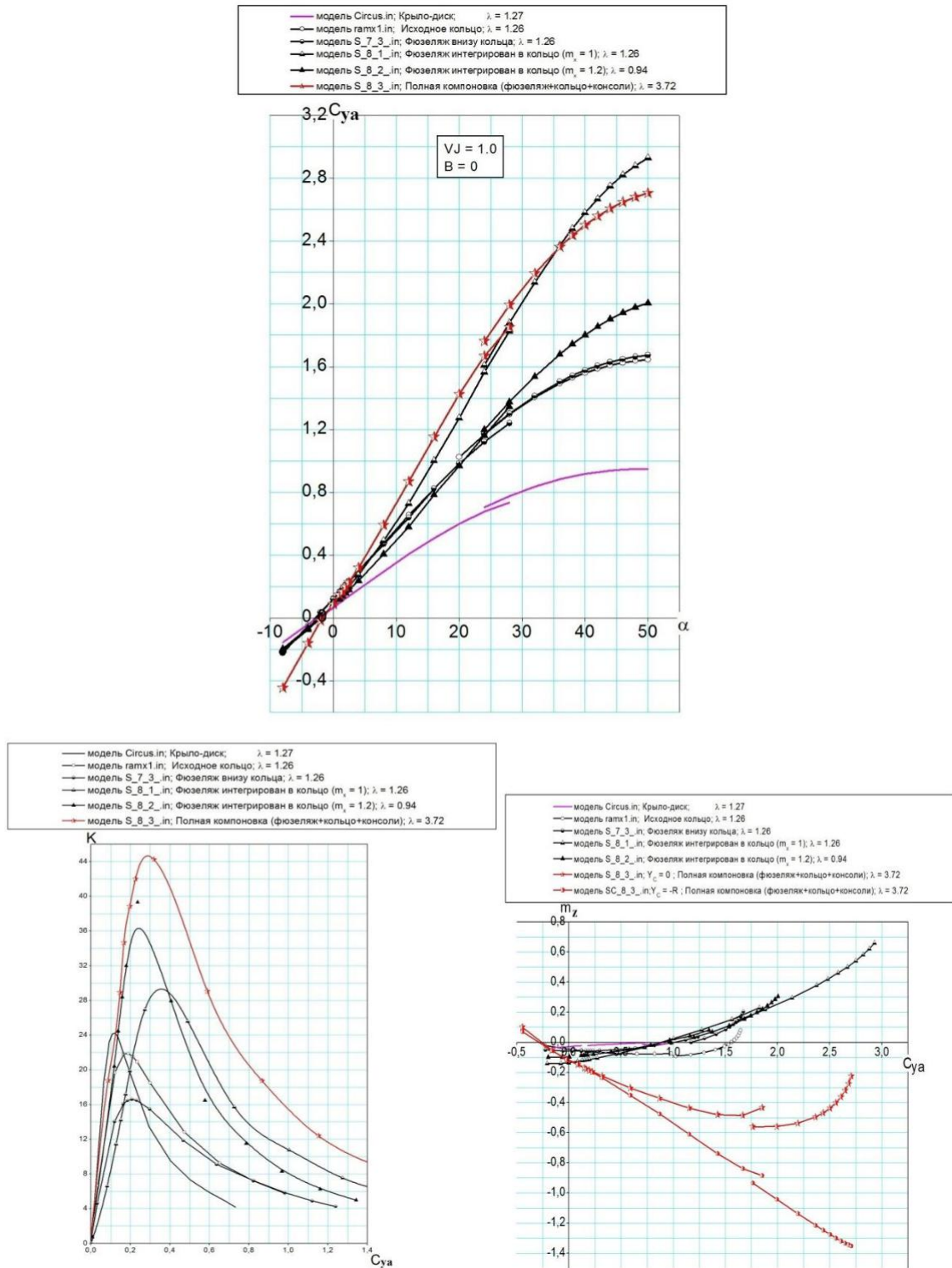


Рис. 2.14. Вплив компоновальних рішень. Результат панельно-вихрового методу.

Оцінка ефективності оперення, визначені за допомогою розрахункових моделей, представлених на першому розділі п. 1.3 на рис. 1.29 показана на рис. 2.15:

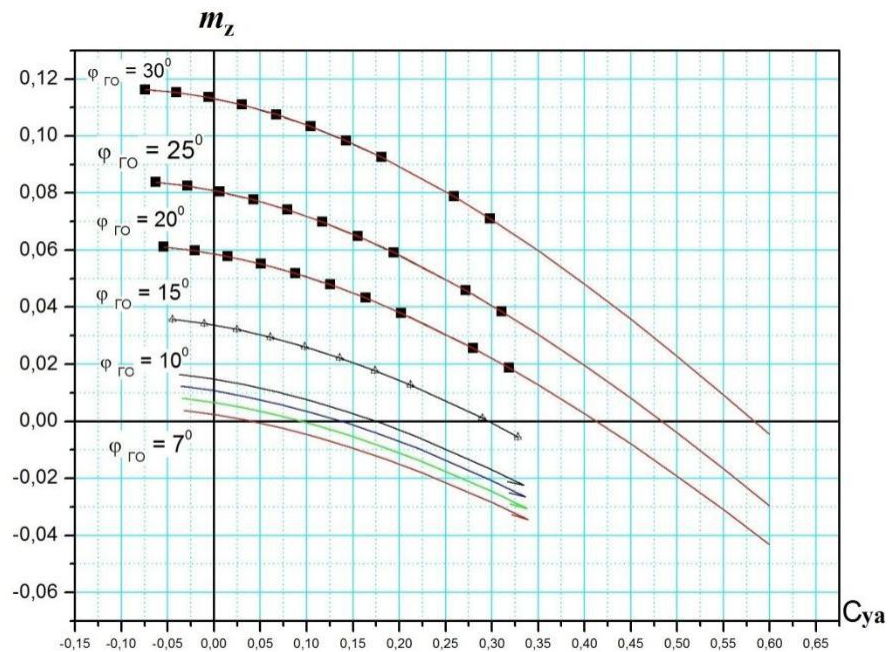


Рис. 2.15. балансування БПЛА інтегральної схеми. Результат панельно-вихрового методу.

2.4.2. Результати моделювання обтікання замкнутого аркового крила за допомогою методу кінцевих елементів

На цьому етапі наукових досліджень доцільно виконати моделювання обтікання об'єкта досліджень за допомогою МКЕ, що мають більш високу точність. Відповідність результатів розрахунку МКЕ і результатів фізичного експерименту для літальних апаратів різних схем неодноразово підтверджувалося в практиці аеродинамічного проектування, зокрема наочно представлено в роботах [22,21].

Для об'єктивного аналізу аеродинамічних характеристик ЗАК необхідно виконати розрахунок обтікання замкнутого крила в польотному діапазоні швидкостей і кутів атаки, з моделюванням без відривного і відривного обтікання. Для верифікації результатів розробляється методики (також доцільно) виконати розрахунок для пропонованих умов фізичного експерименту в аеродинамічній трубі. Також має бути розглянуто можливий вплив параметрів розрахункової моделі, граничних умов, моделей турбулентності та інших факторів. По причині обмежень на обсяг наукової публікації в цій статті представлені тільки результати аналізу впливу типу

розрахункової моделі (симетрична і повна компоновка) і різних моделей турбулентності k-ε і SST а також значень критеріїв Re і M.

Для більш якісного моделювання приєднаних і просторових вихорів, що виникають при польоті на критичному куті атаки була використана гексаедральна розрахункова сітка.

Порівняння моделей турбулентності

Розглянуто застосування деяких моделей турбулентності в розрахунку для однакової початкової умови $Re = 1.09 \cdot 10^6$, $M = 0.118$. Ці параметри відповідали параметрам експерименту МакДевітт і Окуно [21]. На рис. 2.16 показано порівняння результатів повна модель і півмодель. З представлених результатів видно, що повна модель турбулентності SST працює краще, ніж модель k-ε. Вона дає найбільший збіг з експериментальними результатом. Далі у всіх розрахунках використовувалася модель турбулентності SST.

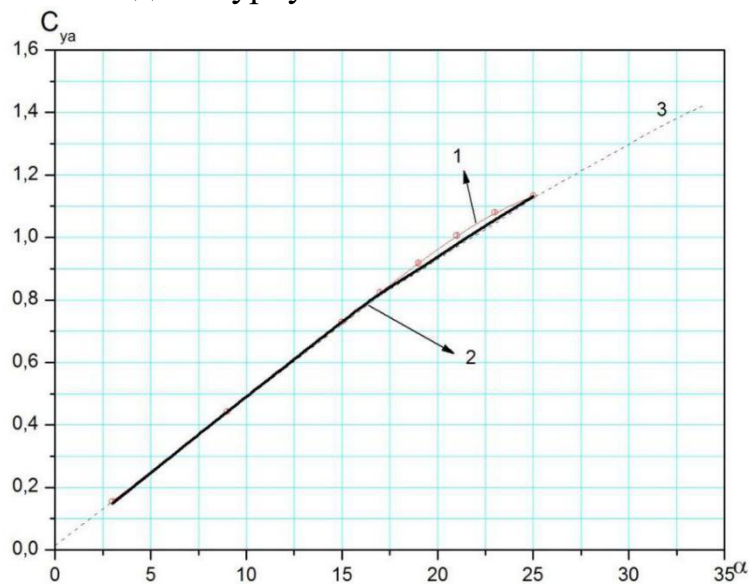


Рис. 2.16. Результат МКЕ. Залежність $C_{ya} = f(\alpha)$. $V = 40 \text{ м/с}$, $Re = 1,09 \cdot 10^6$, $H = 0$, СА. Півмодель (дзеркальне відображення): 1 модель турбулентності k-ε; 2 модель турбулентності SST; Повна модель: 3 модель турбулентності SST.

Математичне моделювання обтікання ЗАК

Визначаємо аеродинамічні характеристики ЗАК за допомогою різних чисельних методів і характерні особливості обтікання; Забезпечення критичних кутів атаки α_s значно перевищують значення α_s для прямого крила.

$$\alpha_{s3} . П . К \approx 35 \dots 40 , \alpha_{sКрыло} \approx 14 \dots 15 .$$

Без обдування крила повітряним гвинтом досягнутий прийнятний рівень максимальних несущих властивостей, $C_{y \max} = 1,5 \dots 1,6$, який можна порівняти з несущими властивостями прямого крила.

Залежно $C_{ya}^2 (C_{xa})$ отримані різними чисельними методами, наочно демонструють ділянки з постійними значеннями ефективного подовження:

$$(C_{ya}^2)_{ПВМ^{xa}} \approx (C_{ya}^2)_{МКЭ^{xa}}$$

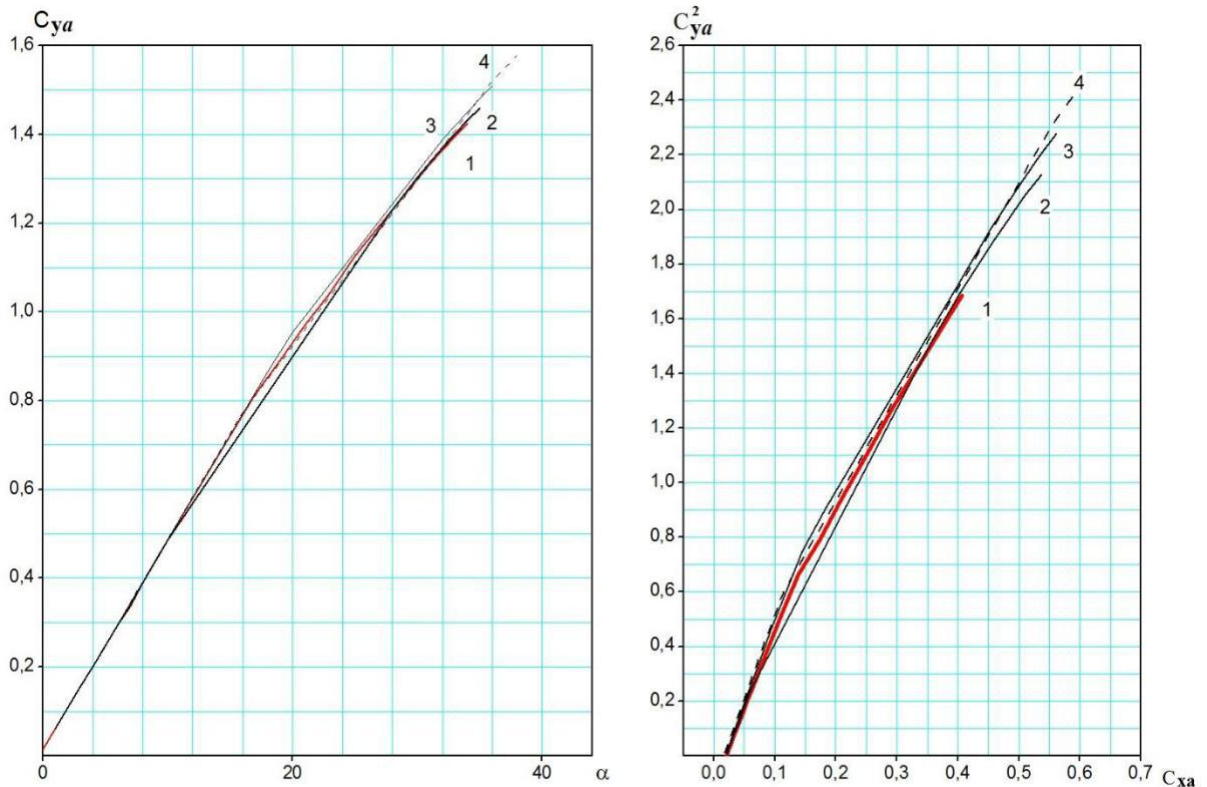


Рис. 2.17. Порівняння результатів МКЕ. Залежності $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$.

- 1– $V=40\text{м/с}$. $Re=1,09 \cdot 10^6$. $H=0,CA$; 2– $V=50\text{м/с}$. $Re=2,23 \cdot 10^6$. $H=0,CA$;
3– $V=100\text{м/с}$. $Re=4,46 \cdot 10^6$. $H=0,CA$; 4– $V=200\text{м/с}$. $Re=8,9 \cdot 10^6$. $H=0,CA$.

За допомогою методів обчислювальної аеродинаміки визначено вплив індуктивності несущої поверхні, що не має кінцевого перетину, що не дозволяє застосувати до вирішення задачі розрахунку обтікання класичну теорію крила кінцевого розмаху і є новою методикою розрахунку аеродинамічних характеристик замкнутих крил.

2.4.3. Порівняння результатів панельно-вихрового методу і методу кінцевих елементів

Нижче наводяться порівняння результатів ПВМ і МКЕ. На рис. 2.18 - 2.21 представлені залежності: $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$,

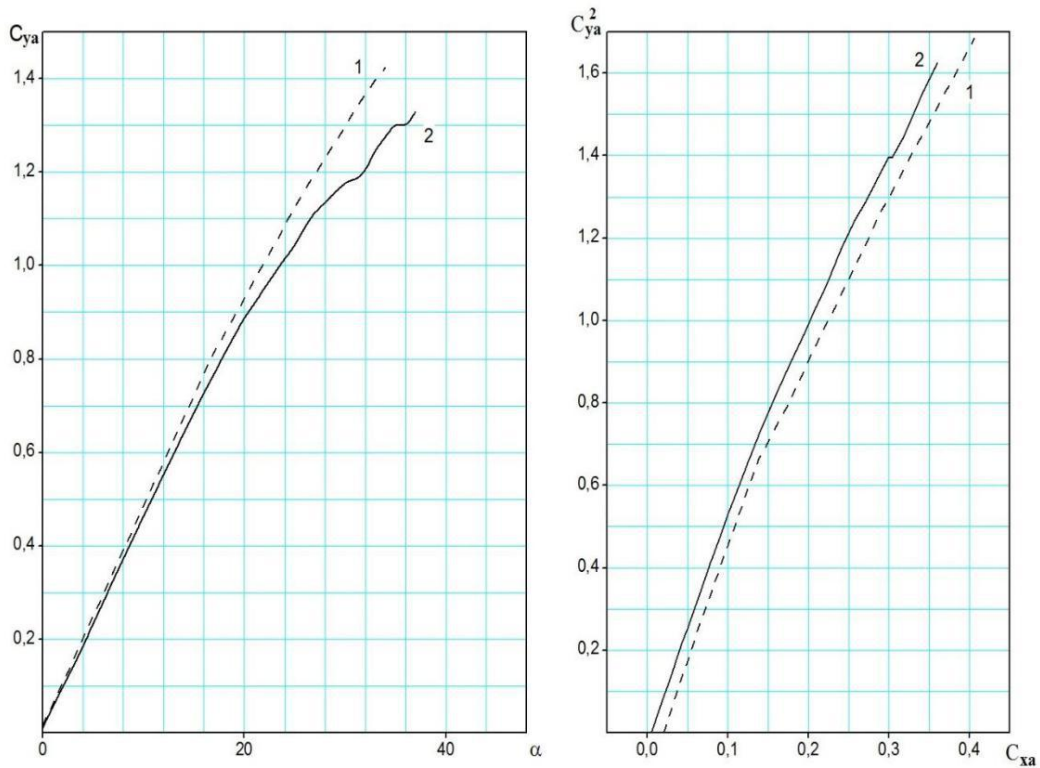


Рис. 2.18. Замкнуте аркове крило. Залежно $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$. $V=40$ м/с, $Re=1,09 \cdot 10^6$, $H=0$, CA . Порівняння результатів МКЕ і ПВМ:

1– результат МКЕ (модель SST); 2– результат ПВМ (модель вязкості).

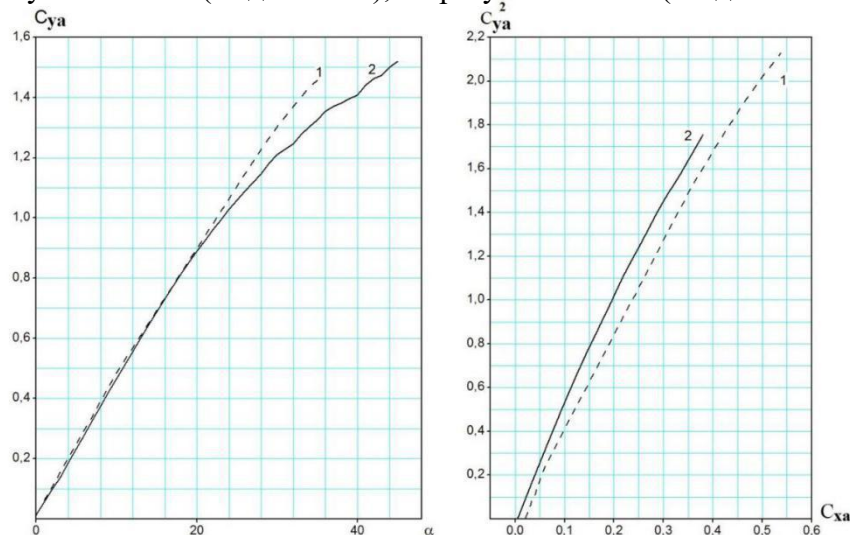


Рис. 2.19. Замкнуте аркове крило. Залежно $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$. $V=50$ м/с,

$Re=2,23 \cdot 10^6$, $H=0$, CA . Порівняння результатів МКЕ і ПВМ:

1– результат МКЭ (модель SST); 2– результат ПВМ (модель вязкості).

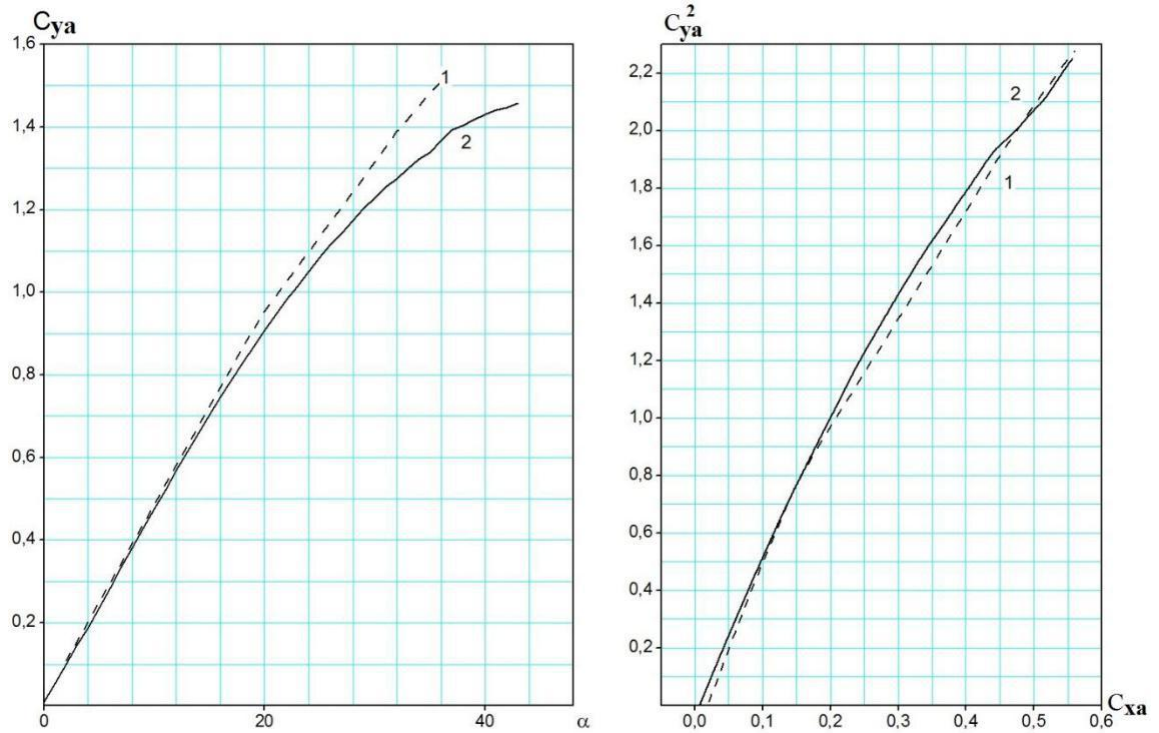


Рис. 2.20. Замкнуте аркове крило. Залежно $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$. $V=100\text{м/с}$,

$Re=4,46 \cdot 10^6$, $H=0$, СА. Порівняння результатів МКЕ і ПВМ:

1– результат МКЕ (модель SST); 2– результат ПВМ (модель вязкості).

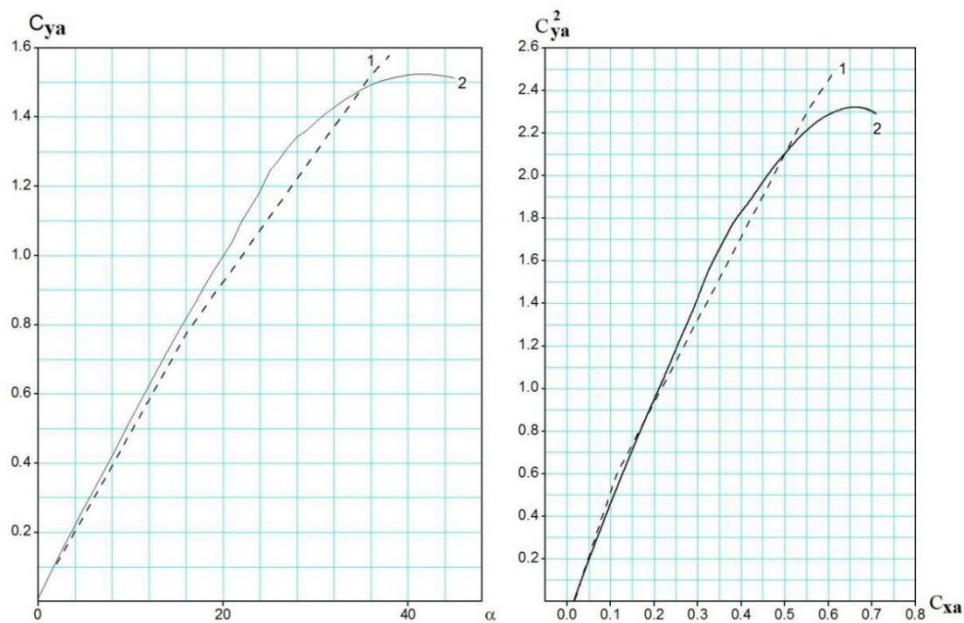


Рис. 2.21. Замкнуте аркове крило. Залежно $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$. $V=200\text{м/с}$,

$Re=8,9 \cdot 10^6$, $H=0$, СА. Порівняння результатів МКЕ і ПВМ:

1 результат МКЕ (модель SST); 2 результат ПВМ (модель в'язкості).

На підставі результатів моделювання обтікання ЗАК визначено характерну зміну залежності $C_{ya}(\alpha)$, що наочно підтверджує зміна вихрової системи, викликане присутністю додаткових вихорів.

Порівняння полярності ЗАК, отриманих різними методами обчислювальної аеродинаміки, підтверджує попереднього висновок. Поляри ЗАК, представлені у вигляді залежностей C_{ya}^2 (C_{xa}), дозволяють стверджувати, що пропонована нова форма ЗАК без застосування додаткових засобів управління граничним шаром забезпечує безвідривне обтікання в значно більш широкому діапазоні кутів атаки, ніж ЛА класичної схеми.

Висновки по розділу 2

1.Результати моделювання обтікання ЗАК за допомогою ПВМ

Вплив форми крила в плані, визначене в ході формування несущої моделі з нульовою стріловидністю по осі $\frac{3}{4}$ хорд істотно збільшує несущі властивості компонування в порівнянні з дископодібним крилом (рис. 2.10), при цьому всі моделі з кутом стріловидності 0 по вісі $\frac{3}{4}$ хорд стійкі тому $y < 0$);

Найбільш вигідним є розташування гвинта в задній частині крила компонування коло (передня кромка крила в плані - арка). При цьому чим ближче розташований гвинт до задньої кромки крила, тим ефективніше впливає струмінь гвинта на аеродинамічні характеристики компонування, (рис. 2.11);

Максимальне значення коефіцієнта підйомної сили при обдувці компонування коло (передня кромка- арка) може бути більше 3-х одиниць, що відповідає значенню $C_{y_{max}}$ для транспортного літака з розвиненою 3-х щілинний механізацією крила в посадковій конфігурації, при цьому у всіх розглянутих випадках розрахункові моделі стійкі;

Збільшення масштабу моделі по осі X призводить до зменшення її несущих властивостей і зменшення стійкості, при цьому «розтягування» геометрії по хорді в 1.5 рази еквівалентно зниженню максимального коефіцієнта підйомної сили на $\Delta C_{y_{amax}} \approx -0.45$ од (рис. 2.12). При цьому зміна несущих властивостей при збільшенні масштабу до $m_x = 1.2$ незначно, що може бути використано для формування загальної несущої компоновки, тому що «Розтягування» геометрії по хорді дозволяє отримати додаткову площу крила;

Аналіз впливу положення і розмірів фюзеляжу на аеродинамічні характеристики компонування (рис. 2.13) показало, що найбільш оптимальною з точки зору збереження максимальних несущих властивостей і максимальної аеродинамічної якості є компоновка з фюзеляжем, інтегрально зв'язаних з нижньою поверхнею крила (В кореневій частині замкнутого крила). При цьому в порівнянні з вихідною компонованням несущого кільця (рис. 2.14) підйомна сила практично не змінюється, а втрата максимального значення аеродинамічної якості в порівнянні з іншими варіантами мінімально можлива. Розташування фюзеляжу по осі кільця (фюзеляжу по осі кільця і фюзеляжу, зменшеного на 0.64 по осі кільця) з аеродинамічної точки зору недоцільно, тому що це в 2 рази знижує максимальну якість компонування;

Застосування в аеродинамічному компонуванні фюзеляжу, орієнтованого щодо ліній струму і сполученого з ним крила кільця дозволяє реалізувати суттєвий приріст підйомної сили навіть без впливу струменя гвинта (рис. 2.14). Реалізовано розрахункове збільшення $C_{y_{\max}} = 1,75$ в порівнянні з вихідним компонуванням дископодібного крила, при цьому наявність додаткових несущих поверхонь - консолей крил показує самий максимальний результат. Сформована компоновка також забезпечує максимальний рівень аеродинамічної якості K_{\max} , більший в 2 рази в порівнянні з K_{\max} дископодібного крила;

Застосування кінцевих крил в компонуванні замкнутого аркового крила збільшує ступінь поздовжньої і поперечної стійкості моделі, що дозволяє застосувати невелике за розмірами і масою оперення;

Сформована на підставі виконаних досліджень компоновка при наявності оперення здатна забезпечити стійкість і керованість БПЛА у всьому діапазоні кутів атаки і швидкостей польоту (рис. 2.15).

2.Результати моделювання обтікання ЗАК за допомогою МКЕ

На підставі результатів моделювання обтікання ЗАК (рис. 2.16) визначено характерну зміну залежності $C_{ya}(\alpha)$, що наочно підтверджує зміну вихровий системи, викликане присутністю додаткових вихорів.

Зрівняння полярності ЗАК, отриманих різними методами обчислювальної аеродинаміки, підтверджує попередній висновок. Поляри ЗАК, представлені у вигляді залежностей $C_{ya}^2 (C_{xa})$, дозволяють стверджувати, що запропонована нова форма ЗАК без застосування додаткових засобів управління граничним шаром забезпечує безвідривне обтікання в значно більш широкому діапазоні кутів атаки, ніж крило ЛА класичної схеми;

Із порівняння результатів (рис. 2.18 - 2.21) ПВМ і МКЕ виходить, що розглядаються розрахункові методи практично ідентично визначають несуттєві властивості поверхні складної форми, що наочно підтверджується порівнянням залежності $C_{ya}(\alpha)$. При цьому практично однаково визначено значення кута атаки, відповідне зміні вихровий системи крила. Приріст опору, викликаний зростанням підйомної сили, певне ПВМ і МКЕ практично ідентично. Це дозволяє застосовувати більш простий і менш вимогливий до обчислювальних засобів ПВМ для розрахунку аеродинамічних характеристик складних компоновок.

РОЗДІЛ 3. ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ІЗ ЗАМКНУТИМ АРКОВИМ КРИЛОМ

Розділ присвячений дослідженню взаємодії впливу струменя рушія на аеродинамічні характеристики ЗАК. Для якісної оцінки переваг досліджуваної схеми виконано порівняльний аналіз можливих льотно-технічних характеристик ЛА з несущими поверхнями різних типів, представлено порівняння результатів чисельного моделювання та фізичного експерименту для трьох різних типів несущих поверхонь: прямого і дископодібного крил, ЗАК а також порівняння аеродинамічних характеристик моделі літака загального призначення класичної схеми (Аеропракт А-20) .

3.1. Моделювання взаємодії впливу замкнутого аркового крила ЛА і струменя рушія.

Якісне визначення впливу обтікання поверхні складної геометричної форми і струменя рушія є досить складним завданням, що вимагає для свого рішення застосування інструменту з високою точністю визначення аеродинамічних характеристик компонування.

На попередньому етапі проектування для аналізу різних компоновальних рішень широко застосовуються методи математичного моделювання, що дозволяє, разом з результатами фізичних експериментів [24], (виконаних, як правило, в АДТ) отримати результат з прийнятною точністю.

У разі розробки принципово нової компоновки ЛА зазвичай відсутній масив експериментальних даних найближчих аналогів.

В цьому випадку в практиці експериментального проектування повинні застосовуватися методи, заснованих на випробуваннях експериментальних моделей. Специфіка проведення експериментальних робіт проектування нових компоновок в даний час складається або у відсутності необхідної експериментальної бази, або в істотних проблемах при доступі дослідника до такої експериментальній базі, а також в значній вартості проведення таких випробувань, включаючи вартість виготовлення експериментальної моделі. Це

доводять застосування для вирішення задач проектування методами випробування з використанням літаючих моделей. У цьому випадку завдання визначення аеродинамічних характеристик будь-якої досліджуваної компоновки зводиться до проектування і виготовлення необхідної експериментальної моделі, формування коректної методики проведення випробувань і обробки результатів експериментів.

Слід зазначити, що вся сучасна аеродинаміка спочатку ґрунтувалася на результатах випробувань моделей які не мали на момент проведення експериментів аналогів.

В ході математичного моделювання обтікання розрахункової моделі зі струменем рушія визначити аеродинамічні характеристики компоновки з працюючим повітряним гвинтом, визначити вплив режиму роботи двигуна на аеродинамічні характеристики моделі.

Методика моделювання

Моделювання взаємодії впливу ЗАК ЛА і струменя рушія виконано за допомогою методів обчислювальної аеродинаміки, а саме МКЕ [25] і ПВМ [26].

Для визначення застосування зазначених обчислювальних методів виконано порівняння отриманих результатів для ідентичних розрахункових умов, наведених в плані експерименту.

План експерименту

Розрахункові умови для проведення чисельного моделювання взаємодії впливу ЗАК ЛА і струменя рушія представлені нижче в таблиці 3.1:

Таблиця 3.1

План чисельного експерименту

V	α	B
Метод ПВМ		
50м/сек	$0^0 \dots 45^0$ $\Delta \alpha = +1^0$	0...8 $\Delta B = 1$
Метод МКЭ		
50м/сек	$0^0 \dots 45^0$ $\Delta \alpha = +1^0$	0...8 $\Delta B = 1$

При проведенні моделювання припускається, що поверхня розрахункової моделі знаходиться в симетричному потоці повітря, площину

активного перетину струменя гвинтового рушія перпендикулярна осі розрахункової моделі, ковзання і бічні складові швидкостей відсутні.

Для різних значень кута атаки α виконується розрахункове моделювання обтікання з різними значеннями коефіцієнта навантаження на диск гвинта B , визначаються аеродинамічні характеристики компонування.

Розрахункові моделі

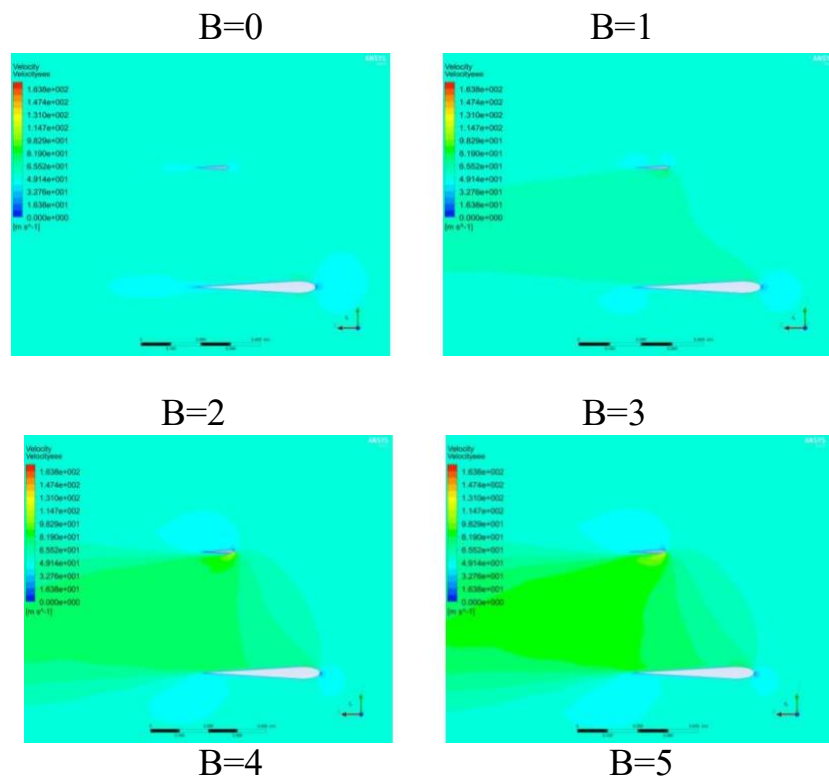
Зовнішній вигляд геометрії моделі, використовуваної в математичному моделюванні обтікання ЗАК за допомогою МКЕ, представлений на другому розділі п. 2.3.2 на рис. 2.8.

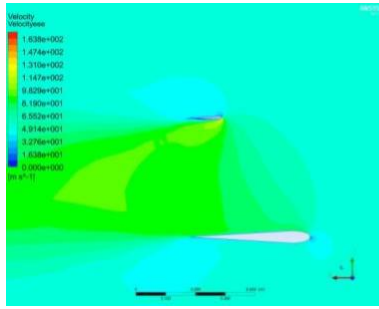
Розрахункова модель, яка використовується при моделюванні обтікання за допомогою ПВМ [23] представлена на другому розділі п. 2.3.1 на рис. 2.6, 2.7.

Результати моделювання

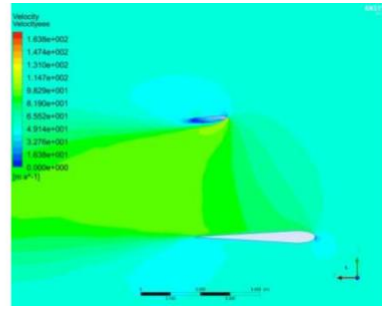
Нижче на рис. 3.1 ... 3.3. представлена візуалізація обтікання розрахункових моделей з різним значенням коефіцієнта B при заданому куті атаки.

Моделювання МСЕ

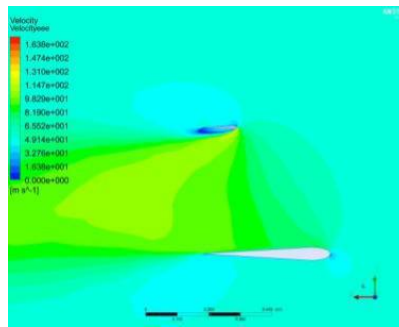




B=6

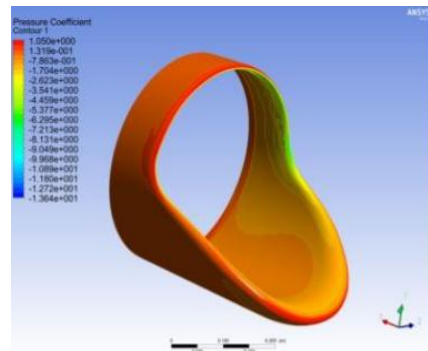


B=7

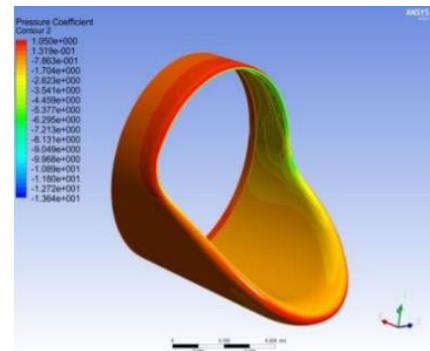


B=8

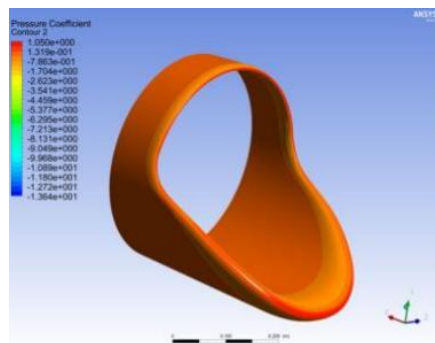
Рис. 3.1. Розподіл швидкість ЗАК, при швидкість $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$.



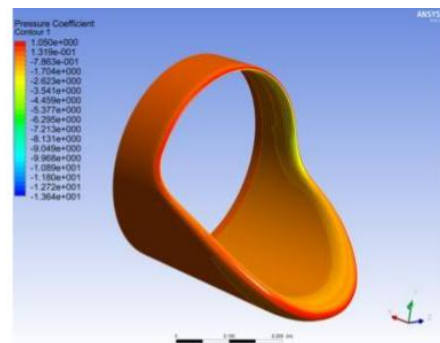
B=0



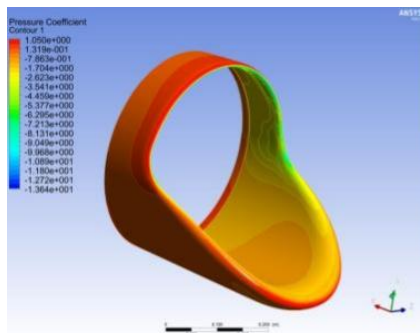
B=1



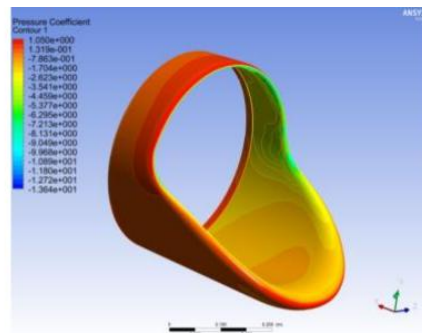
B=2



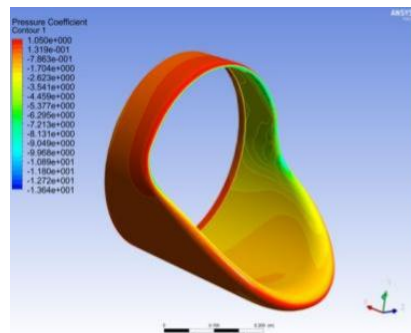
B=3



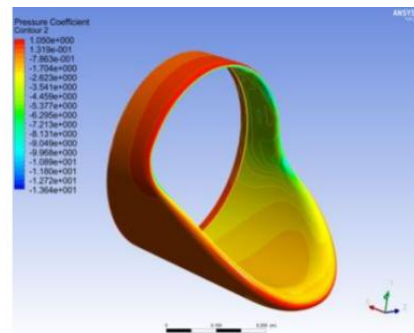
B=4



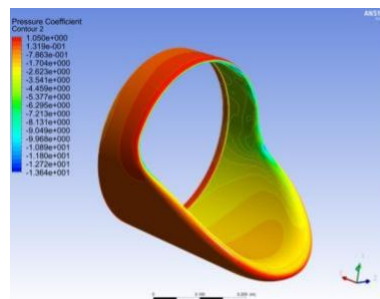
B=5



B=6

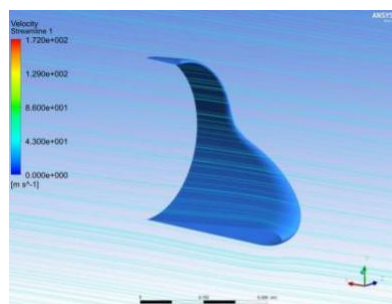


B=7

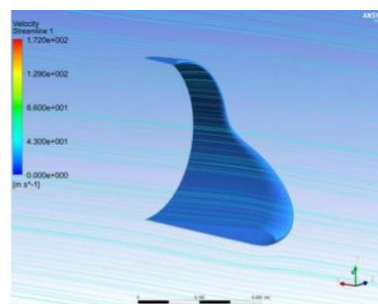


B=8

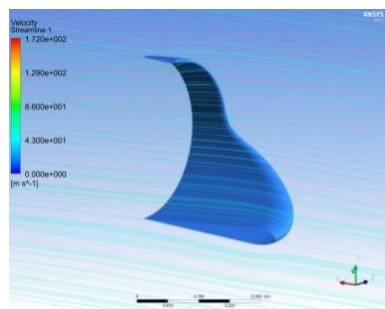
Рис. 3.2. Розподіл тиск ЗАК, при швидкість $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$.



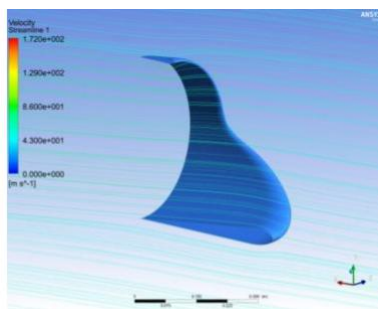
B=0



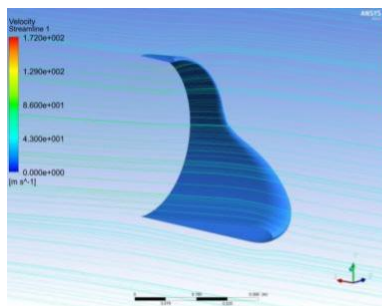
B=1



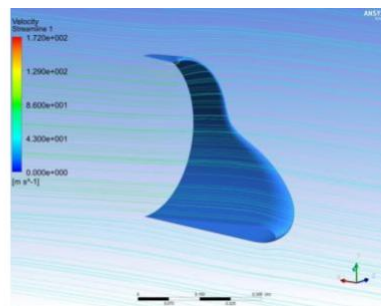
B=2



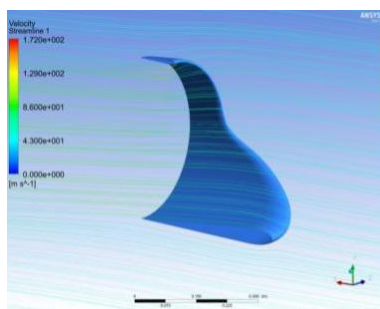
B=3



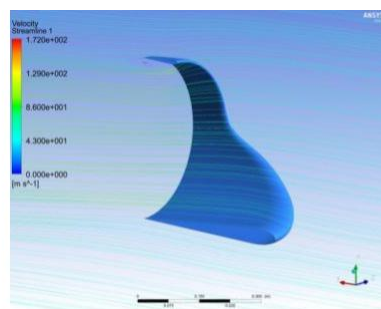
B=4



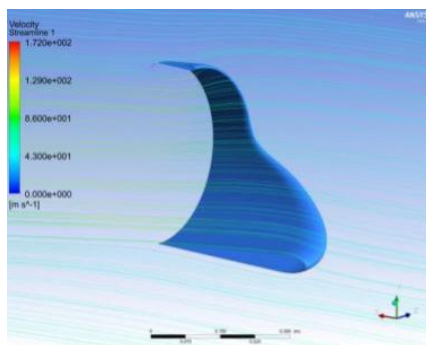
B=5



B=6



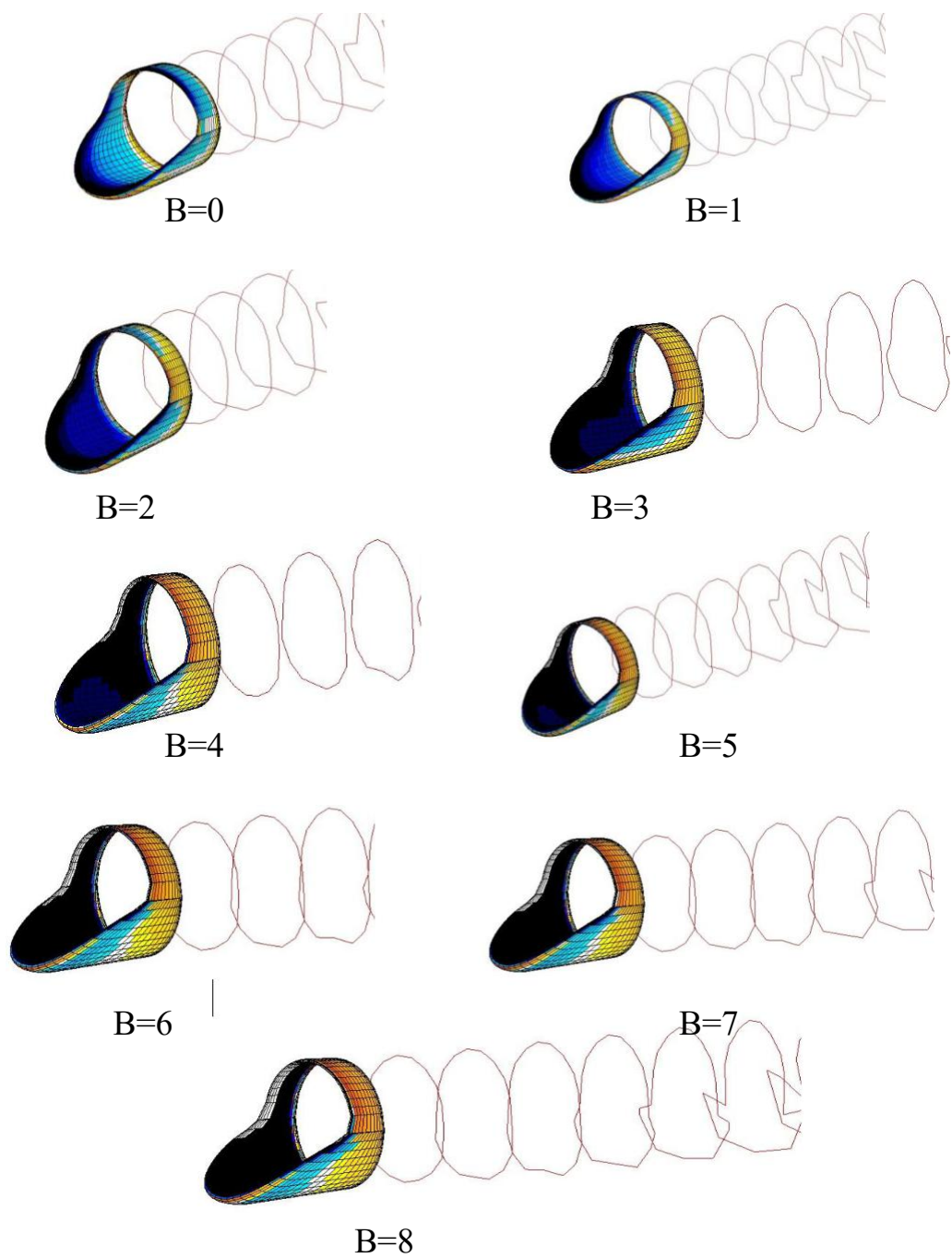
B=7



B=8

Рис. 3.3. Лінії струму розрахункової моделі ЗАК, при швидкість $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$.
Моделювання ПВМ

Результати моделювання обтікання ЗАК за допомогою панельно-вихрового методу представлені нижче на рис 3.4 - 3.5.



Діаграма C_p

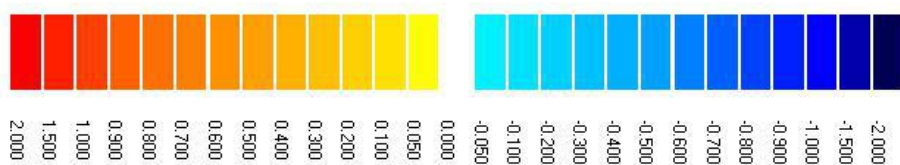


Рис. 3.4. Результати розрахунку обтікання ЗАК з струменем рушія. Результат ПВМ, $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$, $Re = 1,215 \cdot 10^6$, $M=0,147$.

Діаграма C_p

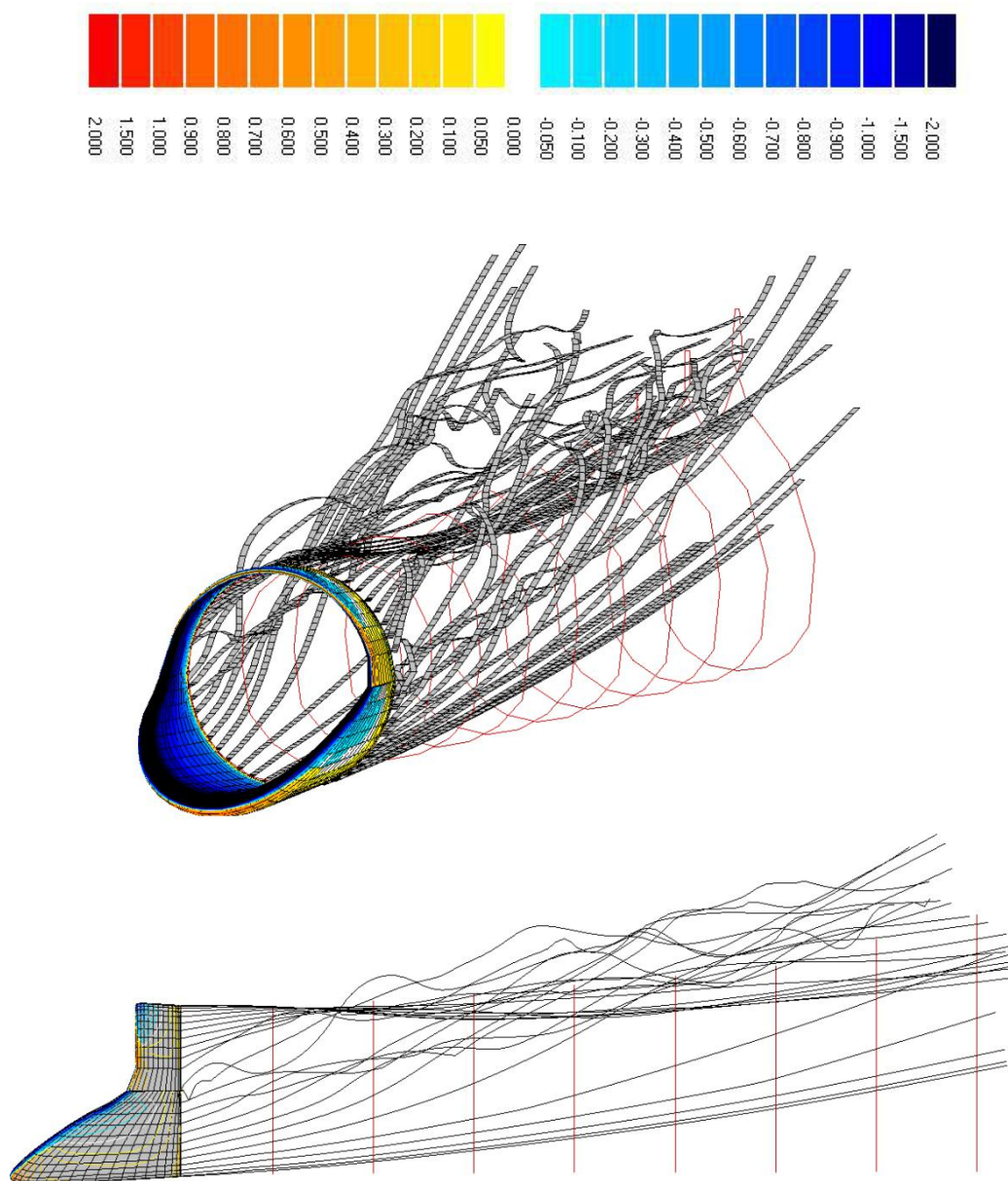


Рис. 3.5. Вихрова пелена ЗАК з урахуванням струменя рушія. Результат ПБМ,
 $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$, $Re = 1,215 \cdot 10^6$, $M=0,147$.

Нижче на рис. 3.6 - 3.7 представлені залежності коефіцієнта підйомної сили C_{ya} від кута атаки α і числа B , визначені за допомогою ПБМ і МКЕ.

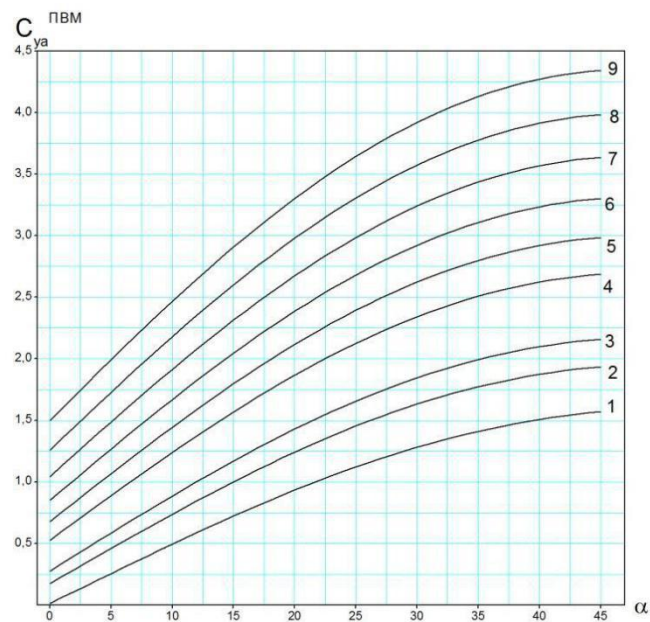


Рис. 3.6. ЗАК. Залежність $C_{ya}^{ПВМ}$ $f(\alpha)$

$$V = 50 \text{ м/ч}; Re = 1,215 \cdot 10^6; M = 0,147; H = 0; CA$$

1– B=0; 2– B=1; 3– B=2; 4– B=3; 5– B=4; 6– B=5; 7– B=6; 8– B=7; 9– B=8.

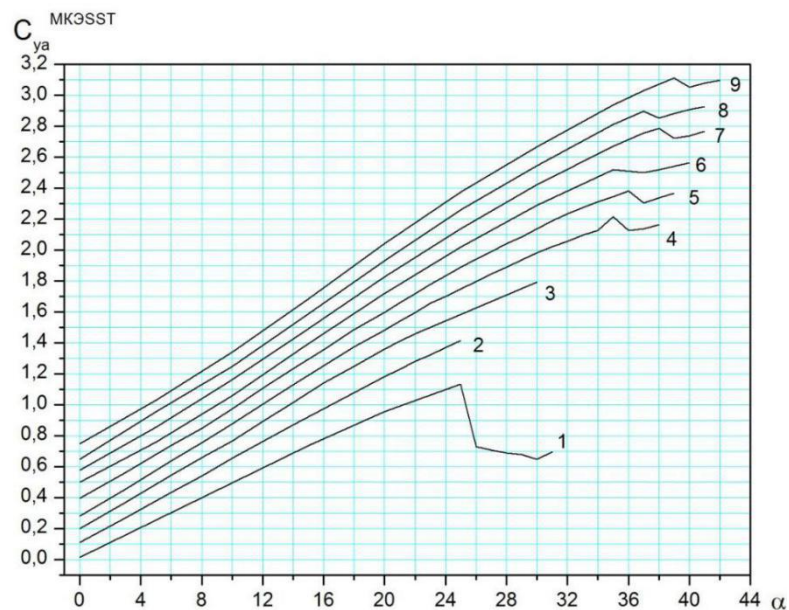


Рис. 3.7. Залежність $C_{ya}^{МКЭCCT}$ $f(\alpha)$

$$V = 50 \text{ м/ч}; Re = 1,215 \cdot 10^6; M = 0,147; H = 0; CA$$

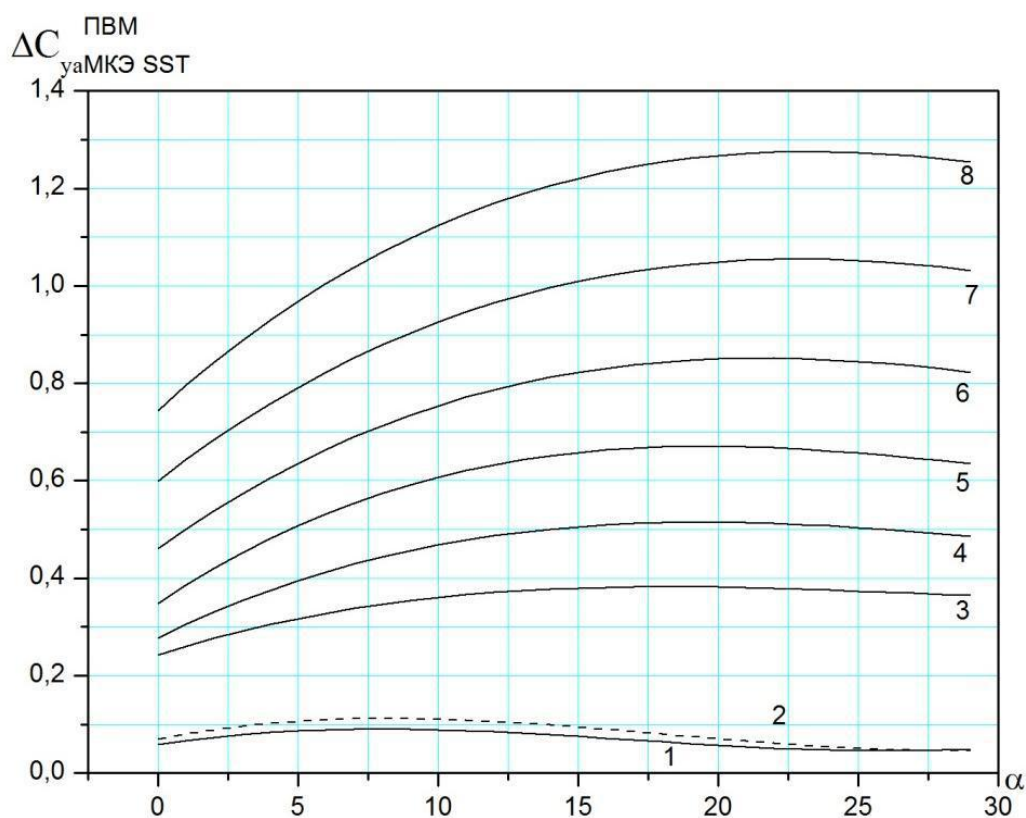
1– B=0; 2– B=1; 3– B=2; 4– B=3; 5– B=4; 6– B=5; 7– B=6; 8– B=7; 9– B=8.

Аналіз результатів

Нижче на рис. 3.8 - 3.9 і в таблиці 3.2 представлено відхилення результатів розрахунку ПВМ і МКЕ у вигляді залежності зміни значення коефіцієнта підйомної сили C_{ya} від кута атаки α і числа B.

Відхилення результатів розрахунку ПВМ і МКЕ МКЕ $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}$

B=1, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,05788 + 0,00908 * \alpha - 7,49202E-4 * \alpha^2 + 1,46652E-5 * \alpha^3$;	B=5, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,34707 + 0,03887 * \alpha - 0,00144 * \alpha^2 + 1,52163E-5 * \alpha^3$;
B=2, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,06915 + 0,01151 * \alpha - 9,01991E-4 * \alpha^2 + 1,64519E-5 * \alpha^3$;	B=6, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,46034 + 0,04142 * \alpha - 0,00132 * \alpha^2 + 1,11086E-5 * \alpha^3$;
B=3, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,2423 + 0,01849 * \alpha - 7,63931E-4 * \alpha^2 + 9,35996E-6 * \alpha^3$;	B=7, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,59963 + 0,04448 * \alpha - 0,00128 * \alpha^2 + 8,87682E-6 * \alpha^3$;
B=4, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,27687 + 0,02855 * \alpha - 0,00105 * \alpha^2 + 1,08971E-5 * \alpha^3$;	B=8, $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = 0,74418 + 0,05207 * \alpha - 0,00153 * \alpha^2 + 1,18618E-5 * \alpha^3$.

Рис. 3.8. Залежність $\Delta C_{ya MK \Sigma SST}^{ПВМ} = f(\alpha)$

$$V = 50 \text{ м/ч}, Re = 1,215 \cdot 10^6, M = 0,147, H = 0, CA$$

1– B=1; 2– B=2; 3– B=3; 4– B=4; 5– B=5; 6– B=6; 7– B=7; 8– B=8.

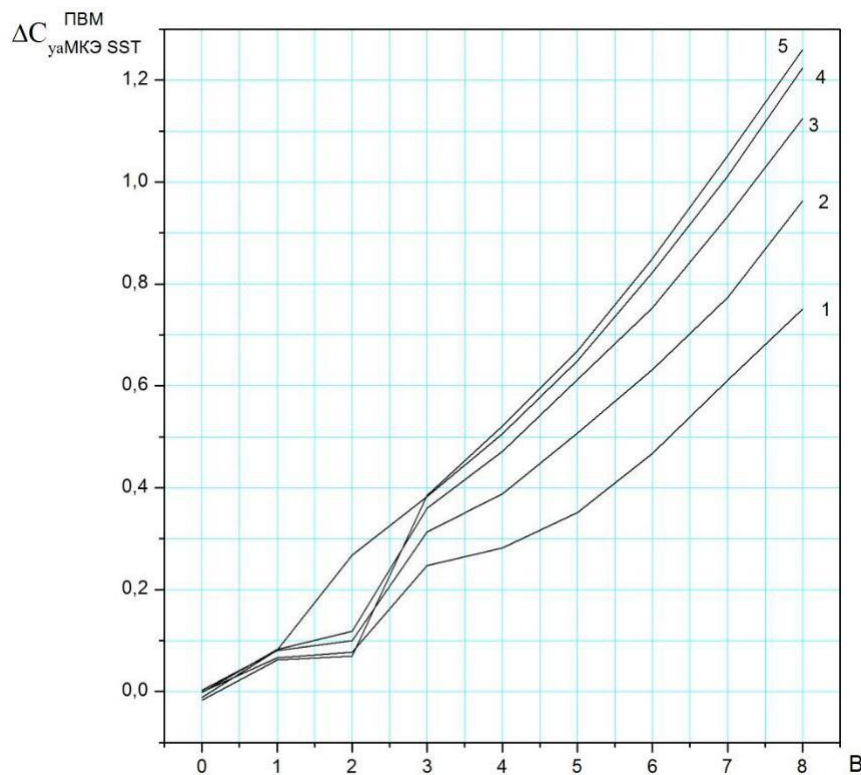


Рис. 3.9. Залежність $\Delta C_{ya MKЭ SST}^{ПВМ} = f(B)$

- 1– $\alpha = 0$; $C_{ya} = 0,0052 + 0,04366 * B + 0,00605 * B^2$;
- 2– $\alpha = 5$; $C_{ya} = -0,00596 + 0,07261 * B + 0,00588 * B^2$;
- 3– $\alpha = 10$; $C_{ya} = -0,02053 + 0,09436 * B + 0,00609 * B^2$;
- 4– $\alpha = 15$; $C_{ya} = -0,00667 + 0,10672 * B + 0,00564 * B^2$;
- 5– $\alpha = 20$; $C_{ya} = -0,05272 + 0,10568 * B + 0,00745 * B^2$.

3.2. Очікуване поліпшення експлуатаційних характеристик літальних апаратів з високонесущим крилом малого подовження

Потреба в удосконаленні експлуатаційних характеристик транспортних засобів, а також в ефективне вирішення основної транспортної задачі визначає напрямок досліджень на сучасному етапі. Для скорочення необхідних злітних дистанцій, поліпшення злітно-посадкових характеристик ЛА, збільшення переліку злітно-посадкових майданчиків, які використовуються в експлуатації транспортного засобу пропонується збільшення максимальних несущих властивостей крила. Ефективне виконання завдання транспортування корисного навантаження визначає вимоги до компоновки крила.

Нижче в дисертаційній роботі досліджена залежність аеродинамічних характеристик ЛА з несущими поверхнями різних типів. Результати чисельного моделювання та фізичного експерименту представлені для трьох різних типів

несущих поверхонь: прямого і дископодібного крил, кільцевої несущої поверхні замкнутого типу, а також результатів аеродинамічних випробувань моделі літака загального призначення класичної схеми (Аеропракт А-20).

3.2.1. Критерії оцінки

При проведенні досліджень льотно-технічних характеристик прийняті наступні критерії оцінки [27]:

- Похідна коефіцієнта підйомної сили по куту атаки $C_{ya}^{\alpha} ЛА$

Значення похідної C_{ya}^{α} є визначальним при розрахунку перевантаження, що діє на конструкцію планера під час польоту в неспокійному повітрі. Згідно [80] CS-VLA 341 складова перевантаження, викликана нормованим вертикальним поривом вітру, визначається як:

$$n = 1 + \frac{1 / 2 \rho_0 V \alpha K_g U_{de}}{Mg / s} . \quad (3.1)$$

де $K_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$ - коефіцієнт ослаблення пориву;

$\mu_g = \frac{2(M/S)}{\rho \bar{C} a}$ - коефіцієнт мас літака;

U_{de} - ефективна швидкість пориву відповідно, м / с;

ρ_0 - щільність повітря на рівні моря, кг / м³;

ρ - щільність повітря, кг / м³;

M / S - навантаження на крило, кг / м²;

\bar{C} - Середня геометрична хорда, м;

g - прискорення вільного падіння, м / с²;

V - індикаторна швидкість літака, м / с;

α - значення похідної нормальної аеродинамічної сили літака в радіанах, що є еквівалентом критерію C_{ya}^{α} .

- Максимальне значення коефіцієнта підйомної сили C_{yamax}

Значення C_{yamax} визначає швидкість звалювання V_S , мінімальну швидкість польоту V_{min} , максимальну маневрену швидкість V_{α} і інші характерні швидкості згідно CS-VLA 49, CS-VLA 201, CS-VLA 333 [80]:

$$\begin{aligned}
V_s &= 3.6 \sqrt{\frac{2G}{C_{ya \max} \rho S}}; \\
V_{\min} &\geq f * V_s; \\
V_\alpha &= V_s \sqrt{n^2 \max(\alpha)}.
\end{aligned}
\tag{3.2}$$

Значення критичного кута атаки α_s , відповідне $C_{ya \max}$ і характером протікання процесу падіння.

Згідно з вимогами норм льотної придатності CS-VLA 207, CS-VLA 201, CS-VLA 203 [27] під час польоту на критичних режимах повинна бути забезпечена можливість управління в процесі падіння. Характеристики падіння в польоті без крену визначаються шляхом відхилення важеля управління кермом висоти "на себе" так, щоб інтенсивність гальмування не перевищувала 1.8 км/год в секунду, зменшенням швидкості літака аж до падіння. Після звалювання літака допускається звичайне використання важеля управління кермом висоти для виведення з звалювання.

При прямолінійній і криволінійній польотах попередження про наближення падіння забезпечується аеродинамічною властивістю літака, попередження про наближення падіння має починатися на швидкості, що перевищує швидкість падіння не менше, ніж на 9 км/год, і не вище 18.5 км/год і тривати до виникнення падіння.

- Величина максимальної аеродинамічної якості K_{\max} .

Значення K_{\max} визначає мінімальне значення тяги і максимальну тривалість польоту [79];

$$\begin{aligned}
P_{\text{потр}} &= \frac{G}{K}, \\
t &= \frac{1}{g} \frac{1}{C_p} K \ln \frac{1}{1 - \xi_T}.
\end{aligned}
\tag{3.3}$$

де C_p - питома витрата палива за одну годину на один кіловат потужності, [кг / (кВт · год)];

ξ_T – коефіцієнт відносного запасу палива; $\xi_T = \frac{m_t}{m_0}$

m_0 - повна заправлена в літак маса палива.

Величина критерії максимальної дальності $(K/Cy^{0.5})_{max}$.

$$L = 3.6 \frac{\alpha}{g} \frac{1}{C_p} K M \ln \frac{1}{1 - \xi_T}. \quad (3.4)$$

За інших рівних умов максимальна дальність буде досягнута при максимальному значенні аеродинамічної досконалості літака - величиною, що дорівнює добутку аеродинамічного якості K збалансованого літака на число M .

3.2.2. Особливості аеродинаміки крила малого подовження

Для вирішення поставлених завдань в нашому дослідженні застосовується панельно-вихровий метод симетричних особливостей, призначений для розрахунку аеродинамічних характеристик літаків в дозвуковом потоці. Використаний чисельний метод реалізує можливість обліку впливу згортання вихрового потоку на аеродинамічні характеристики і поля швидкостей, облік впливу струменя.

Для визначення характерних особливостей аеродинаміки замкнутого аркового крила виконано порівняння результатів чисельного моделювання обтікання трьох різних розрахункових моделей несущих поверхонь: прямого крила з симетричним профілем СіБНІА С-12 [28] (подовження $\lambda = 5$), моделі дископодібного крила з цим же профілем (подовження $\lambda = 1.27$), моделі ЗАК (подовження $\lambda = 1.27$), профіль на всіх моделях однаковий. Основні аеродинамічні характеристики профілю С-12 наведені на рис. 3.10 і в табл. 3.3:

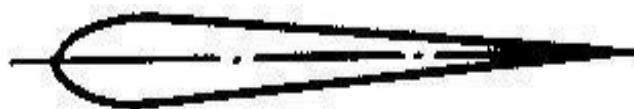


Рис. 3.10. Аеродинамічний профіль С-12 [81].

Таблиця 3.3

Аеродинамічні характеристики профілю [28]

Параметр	C_{x0}	α_0	Re	K_{max}	$C_{унаив.}$
Значення	0.0082	0	1.61×10^6	50	0.74

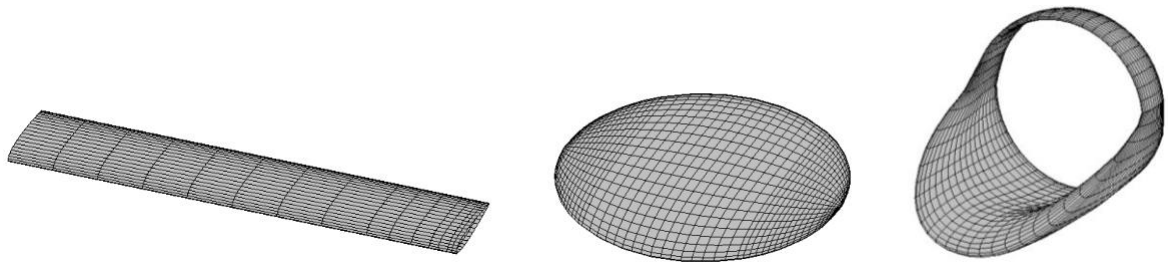


Рис. 3.11. 1 пряме крило; 2 дископодібне крило; 3 замкнутий аркове крило.

Для несущої поверхні замкнутого типу також виконана оцінка впливу відносної товщини профілю на його аеродинамічні характеристики - виконаний аналіз для профілів, отриманих з профілю С-12 з відотною товщиною відповідно $\bar{C}_{\max} = 10\%, 8\%, 6\%, 5\%$ і 4% . На рис. 3.12 - 3.15 представлено порівняння отриманих результатів: $C_{ya} = f(\alpha)$, $m_z = f(C_{ya})$, $K = f(C_{ya})$, $K/(C_y)^{0.5} = f(C_{ya})$.

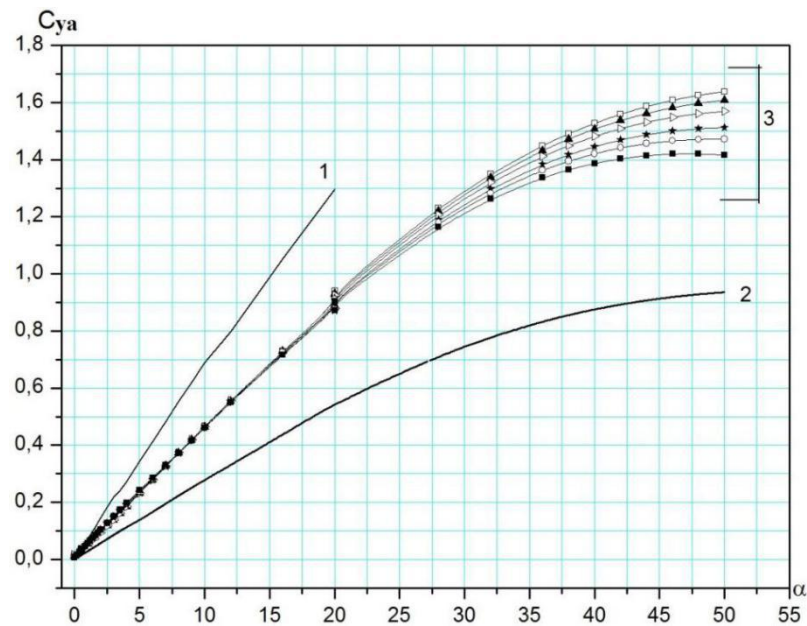


Рис. 3.12. Залежність $C_{ya} = f(\alpha)$ 1 пряме крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$);

3- ЗАК($\lambda=1.27$), товщина профілю:

—□— $\bar{C}_{\max} = 12\%$, —▲— $\bar{C}_{\max} = 10\%$, —◇— $\bar{C}_{\max} = 8\%$,
—★— $\bar{C}_{\max} = 6\%$, —○— $\bar{C}_{\max} = 5\%$, —■— $\bar{C}_{\max} = 4\%$.

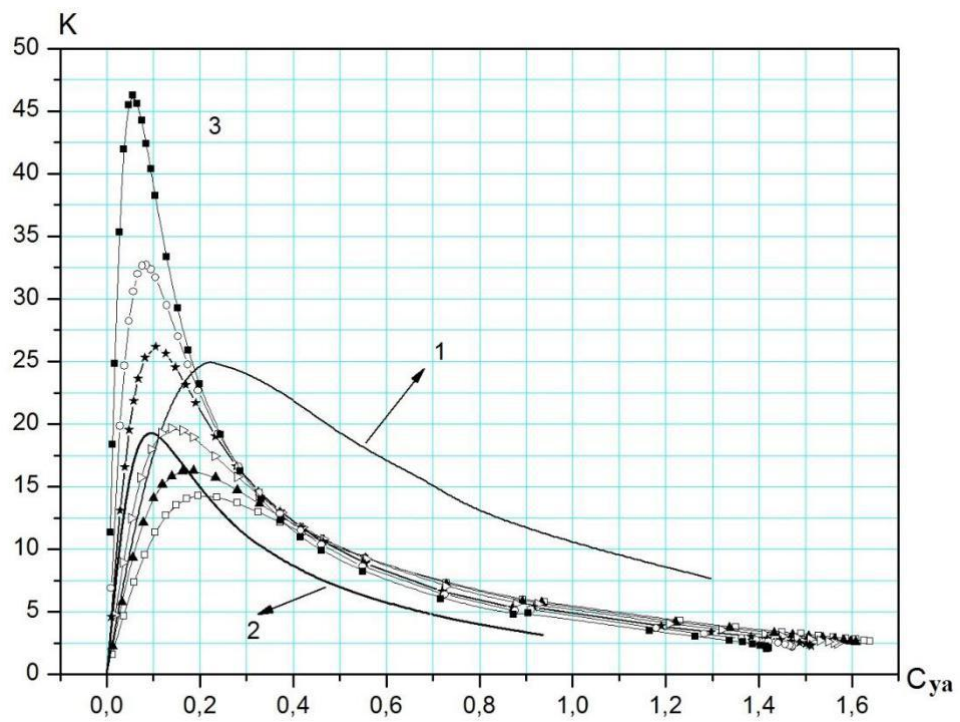


Рис. 3.13. Залежність $K = f(C_{ya})$ 1 пряме крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$);

3 ЗАК ($\lambda=1.27$), товщина профілю:

$\square - \bar{c}_{max} = 12\%$, $\blacktriangle - \bar{c}_{max} = 10\%$, $\triangle - \bar{c}_{max} = 8\%$,
 $\star - \bar{c}_{max} = 6\%$, $\circ - \bar{c}_{max} = 5\%$, $\blacksquare - \bar{c}_{max} = 4\%$.

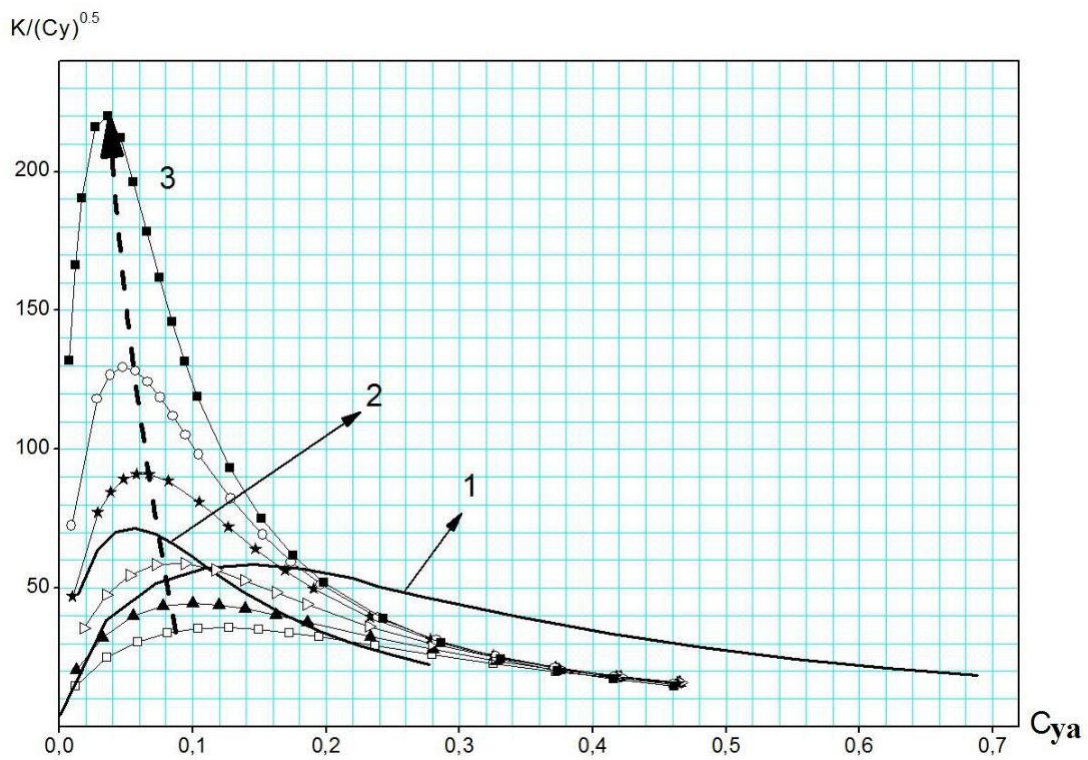


Рис. 3.14. Залежність $K/(C_y)^{0.5} = f(C_{ya})$ 1 пряме крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$);

3 - ЗАК ($\lambda=1.27$), товщина профілю:

$\square - \bar{c}_{max} = 12\%$, $\blacktriangle - \bar{c}_{max} = 10\%$, $\triangle - \bar{c}_{max} = 8\%$,
 $\star - \bar{c}_{max} = 6\%$, $\circ - \bar{c}_{max} = 5\%$, $\blacksquare - \bar{c}_{max} = 4\%$.

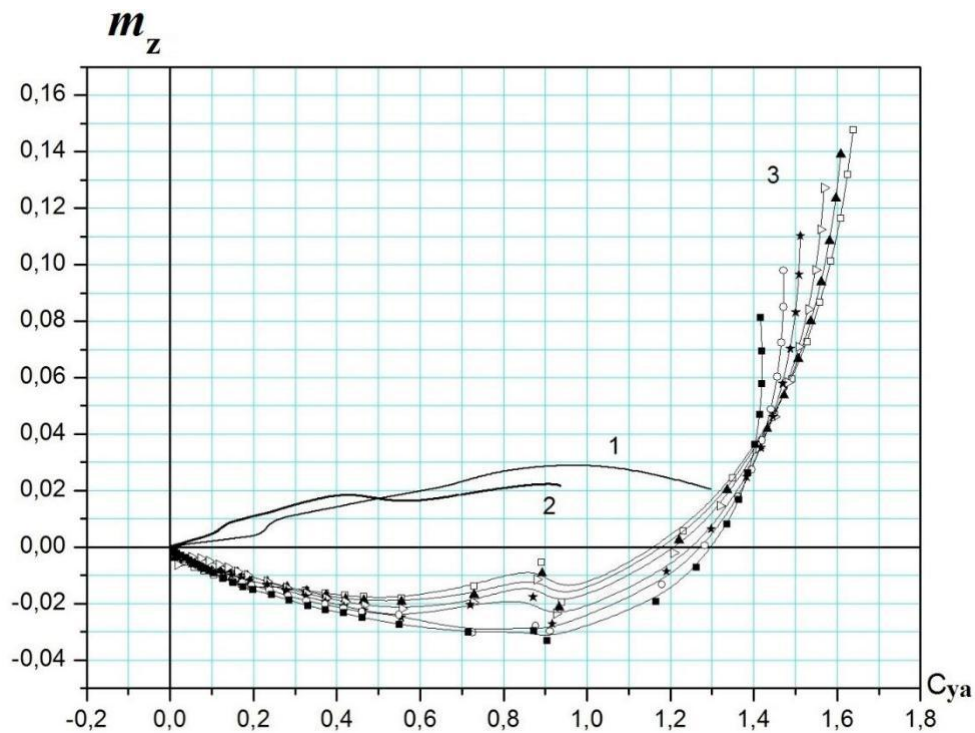


Рис. 3.15. Залежність $m_z = f(C_{ya})$ 1 пряме крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$);

3-ЗАК ($\lambda=1.27$), товщина профілю:

—□— $\bar{c}_{\max} = 12\%$, —▲— $\bar{c}_{\max} = 10\%$, —▷— $\bar{c}_{\max} = 8\%$,
—★— $\bar{c}_{\max} = 6\%$, —○— $\bar{c}_{\max} = 5\%$, —■— $\bar{c}_{\max} = 4\%$.

Попередній аналіз результатів розрахунку показав, що для несущих поверхонь із заданим профілем 12% по параметру максимальної дальності найвигіднішим є дископодібне крило, яке забезпечує параметр $K/(C_y)^{0.5}$ вище, ніж у прямого крила. При цьому кільцеве крило з такою товщиною профілю має в два рази менше параметр, ніж у дископодібного крила. Але при зменшенні товщини профілю кільцевого крила до 4% має місце значне збільшення максимального значення параметра $K/(C_y)^{0.5} \approx 220$, тобто в три рази вище, ніж у дископодібного крила.

Як впливає з залежності $m_z(C_{ya})$ можливі балансувальні втрати несущих властивостей крила кільцевого типу будуть значно менше, ніж у прямого і дископодібного крил.

3.2.3. Порівняння з класичною схемою

Нижче наводяться результати порівняння аеродинамічних характеристик досліджуваних моделей з даними моделі літака класичної схеми (Аеропракт А-20).

На рис. 3.16 - 3.18 представлені залежності: $C_{ya} = f(\alpha)$, $K = f(C_{ya})$, $K/(C_y)^{0.5} = f(C_{ya})$, $C_{ya} = f(C_{xa})$.

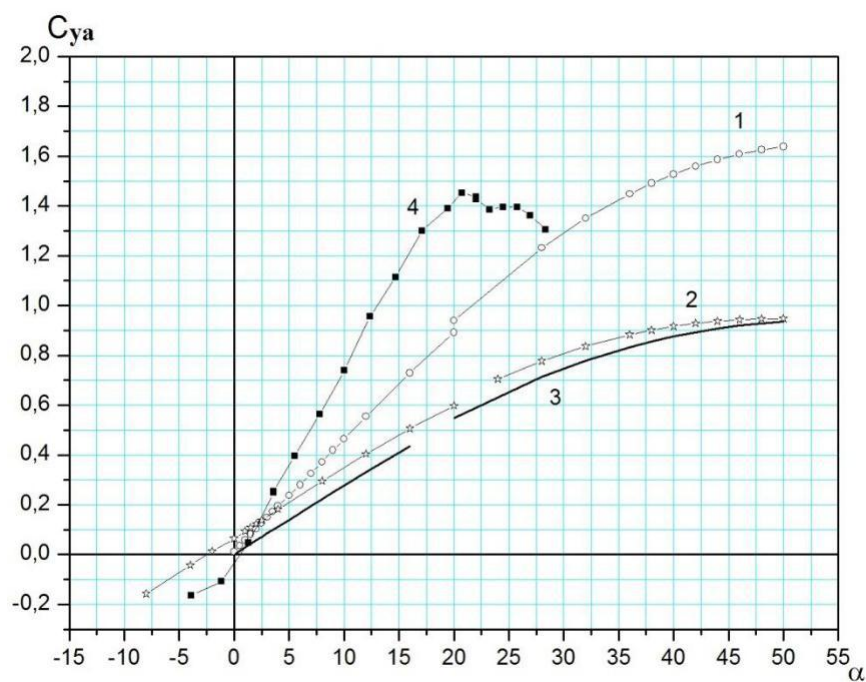


Рис. 3.16. Залежність $C_{ya} = f(\alpha)$

1 пряме крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$); 3 ЗАК ($\lambda=1.27$); 4-Аеропракт А-20.

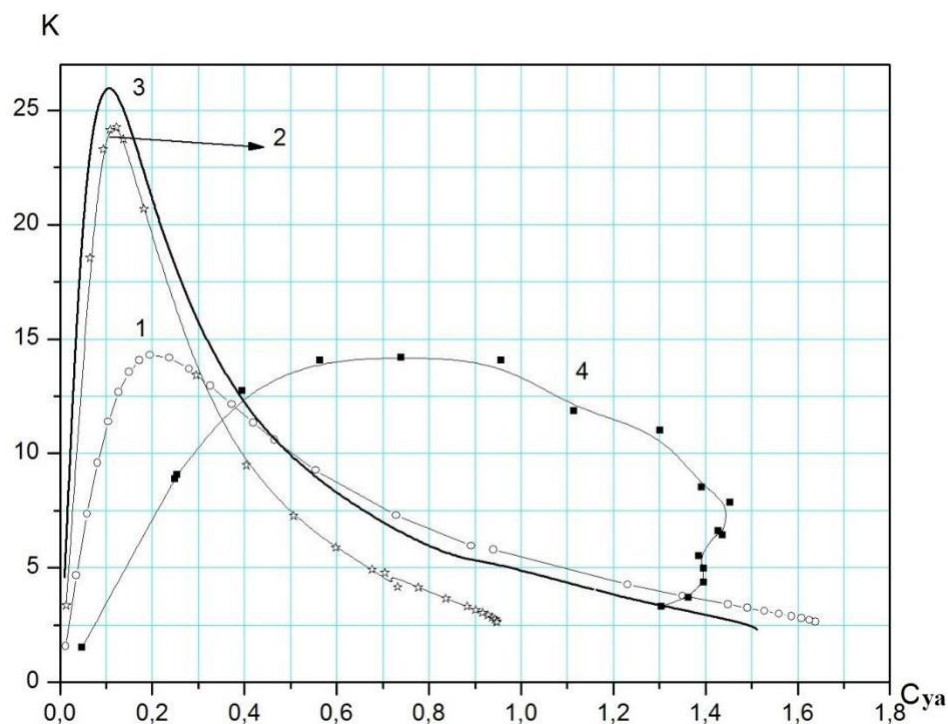


Рис. 3.17. Залежність $K = f(C_{ye})$ 1 пряме крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$); 3 ЗАК ($\lambda=1.27$); 4 Аеропракт А-20.

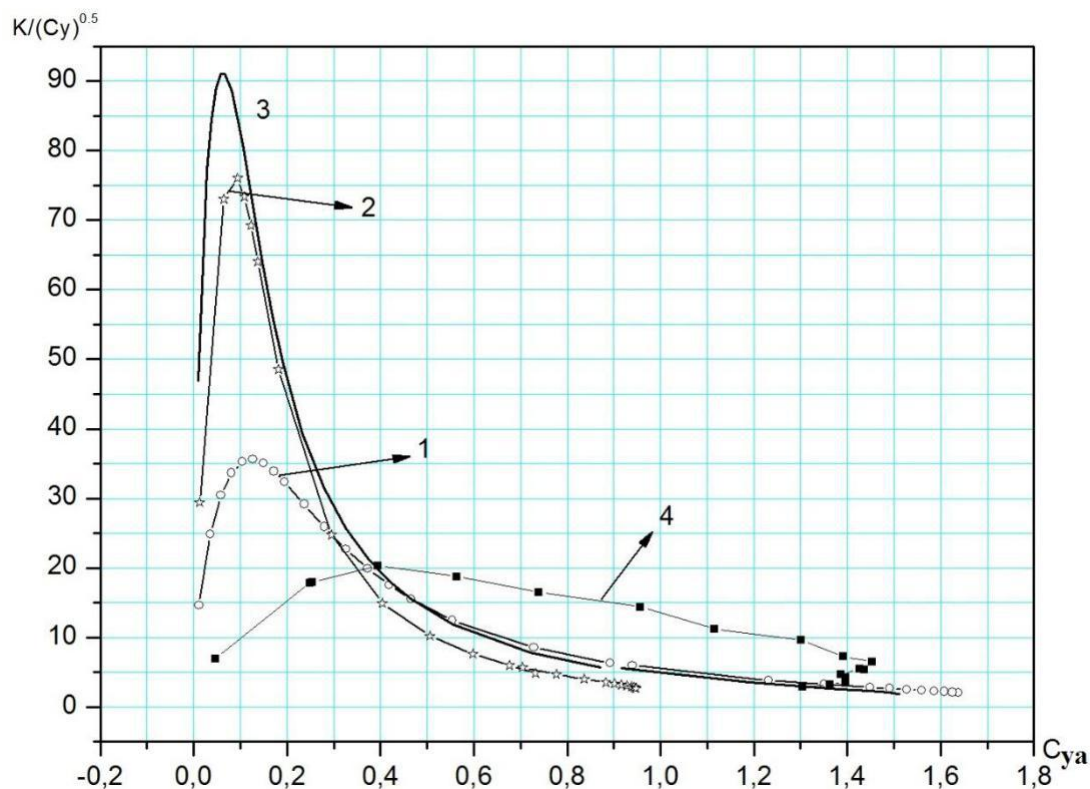


Рис. 3.18. Залежність $K/(C_y)^{0.5} = C_{ya}$ 1 праве крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$); 3 ЗАК ($\lambda=1.27$); 4 Аеропракт А-20

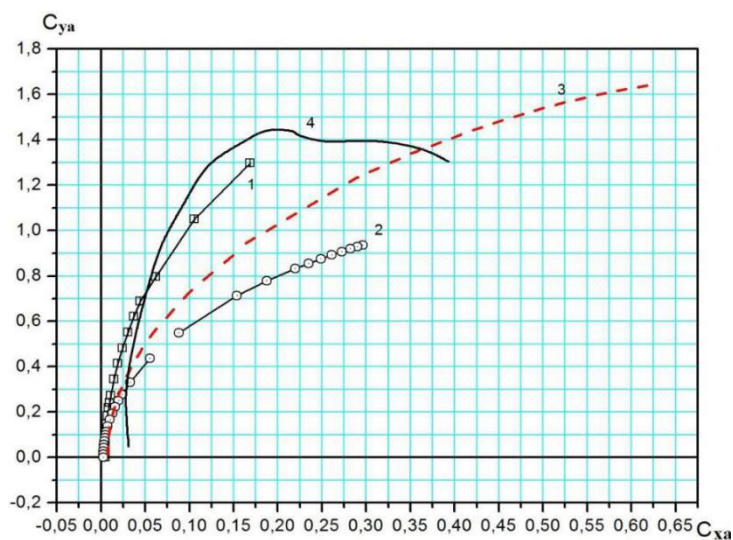


Рис. 3.19. Залежність $C_{ya} = f(C_{xa})$ 1 праве крило ($\lambda=5, \eta=1$); 2 диск ($\lambda=1.27$); 3 ЗАК ($\lambda=1.27$); 4 Аеропракт А-20.

Попередні аналізи результатів розрахунку з порівняння максимумів залежностей $K(C_{ya})$ и $K/(C_y)^{0.5}(C_{ya})$ показали, що крило кільцевого типу при рівному значенні навантаження на крило здатне забезпечити значно більшу тривалість і дальність польоту, в порівнянні з класичною схемою. У порівнянні з даними А-20 при всіх інших рівних умовах максимальна дальність польоту

може бути збільшена до 4-х разів, а крейсерська швидкість польоту може бути збільшена в 2 рази.

3.3. Обґрунтування параметрів компонування літаючої моделі

В справжній час все більша і більша кількість авіаційних фірм з різних країн світу перемикають свою увагу з пілотованих літальних апаратів на безпілотні літальні апарати. БПЛА можуть застосовуватися в тих завданнях, які не може виконати техніка, керована людиною (в силу екологічних причин, перевантажень, температур, різного виду випромінювання, в т.ч. радіоактивного, тривалості виконання завдання і т.д.) Так, за повідомленнями військових експертів, США планує повністю замінити до середини 21 століття бойові пілотовані літальні апарати на безпілотні авіаційні комплекси, які будуть забезпечені високоінтелектуальними комп'ютерними системами

управління, здатними забезпечувати функціонування і виконання завдання для угруповання безпілотних авіаційних комплексів в разі втрати будь-якої кількості БПЛА. Таким чином, в даний час стає особливо актуальним питання про особливості проектування та розробки подібних безпілотних авіаційних систем [82].

3.3.1. Особливості концептуального проектування безпілотного літального апарату.

На рис. 3.20 наведено загальний алгоритм математичного моделювання аеродинамічних характеристик ЗАК.



Рис. 3.20. Загальні схема математичного моделювання аеродинамічних характеристик ЗАК.

Висновки по розділу 3

- Несущі властивості ЗАК (рис. 3.6 - 3.9) при рівному охопленні потоком площі, тобто рівному профільному опорі, і відсутності впливу повітряного гвинта практично ідентичні;

- При працюючому повітряному гвинті ЗАК моделювання обтікання обраними чисельними методами визначило істотне збільшення несущих властивостей компонування, обумовлене позитивною інтерференцією повітряного гвинта з верхньою поверхнею ЗАК, що дозволяє більш ніж в 3 рази збільшити максимальні несучі властивості досліджуваної компонування;

- При цьому має місце різне визначення впливу струменя при використанні різних чисельних методів. Так, при $B = 8$ розбіжність в

значенні коефіцієнта підйомної сили $\Delta C_{ya}^{ПММ}$ при куті атаки $\alpha = 20^\circ$ МКЕССТ становить $\Delta C_{ya}^{ПММ} = 1,2593$, що дозволяє зробити висновок про необхідність проведення подальших досліджень (рис. 3.8);

- При збільшенні кута атаки досліджуваної комбінації залежності коефіцієнта підйомної сили ЗАК від коефіцієнта навантаження на охоплену гвинтом площу зміщуються вгору практично еквівалентно, що свідчить про те, що вихрова система ЗАК і відносний розподіл циркуляції швидкості від режиму роботи двигуна практично не залежать. В подальшій роботі передбачається виконати дослідження ефекту впливу струменя працюючого гвинта за допомогою льотного експерименту на літаючій моделі.

Представлені залежності (рис. 3.12 - 3.15) демонструють, що найвигіднішою несущою поверхнею, утворені симетричним профілем товщиною $C = 12\%$, по параметру максимальної дальності $K/(C_y)^{0.5}$ є дископодібне крило, яке забезпечує параметр $K/(C_y)^{0.5}$ в два рази вище, ніж прямого крила. Але при зменшенні товщини профілю кільцевого крила до 4% має місце значне збільшення максимального значення параметра $K/(C_y)^{0.5} \approx 220$, тобто в три рази вище, ніж у дископодібного крила.

Як впливає з порівняння залежностей $C_{ya}(\alpha)$, (рис. 3.16) найвище значення C_{ya}^α , і відповідно найбільші аеродинамічні навантаження, що діють на конструкцію, має модель літака класичної схеми Аеропракт А-20. При цьому значення (і відповідно значення навантажень на конструкцію) для кільцевого крила менше орієнтовно в 2 рази. У кільцевого крила максимальні несущі властивості крила, які визначаються значенням $C_{y_{max}}$ вище, ніж у літака класичної схеми. При цьому характер звалювання є значно більш плавним, а значення критичного кута атаки α_s істотно більшим, ніж у літака класичної схеми. Це однозначно визначає менші значення характерних швидкостей польоту і більш високі злітно-посадочні характеристики ЛА (рис. 3.16 – 3.19);

Застосування в компонованні ЛА несущої поверхні замкнутого типу забезпечує однозначне перевагу в комплексі льотних характеристик виробу в порівнянні з класичною схемою і є виключно доцільним.

РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Впровадження стартап-проекту на ринок передбачає послідовне та чітке визначення ринкових перспектив проекту, графіку та принципів організації виробництва, фінансового аналізу та аналізу ризиків та заходів з просування пропозиції для інвесторів.

Стартап-проект розроблено згідно з рекомендаціями наведених у методичних вказівках [9].

4.1 Опис ідеї проекту

Зміст ідеї, що пропонується, можливі напрямки застосування та основні вигоди, що може отримати користувач товару надані у вигляді таблиці 4.1 і дають цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 4.1 – Опис ідеї стартап-проекту

<i>Зміст ідеї</i>	<i>Напрямки застосування</i>	<i>Вигоди для користувача</i>
Проектування та виробництво літаків за арковим крилом та замкнутим арковим крилом.	Використання літаків в малій авіації, покращені злітно-посадкові властивості	Зменшення злітно-посадкових дистанцій, зменшення швидкості зльоту.

4.2. Технологічний аудит проекту

Організація даної інженерно-виробничої компанії не потребує винайдення принципово нових технологій, оскільки її діяльність ґрунтується на використанні простих та доступних технологій та матеріалів для виробництва авіаційної техніки. Фахівцями команди запропонованого стартапу досліджені, розроблені та освоєні унікальні технології склейки, виготовлення та складання літака з арковим крилом. Розроблена технологія є унікальною тому її відтворення для можливих конкурентів практично неможливо.

4.3 Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Ринкові можливості та ринкові загрози, пов'язані із реалізацією запропонованого стартап-проекту мають бути визначені для подальшого планування напрямків проекту із урахуванням реальних ринкових обставин, потреб можливих замовників та конкурентних пропозицій.

Таблиця 4.2 – Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
1	Необхідність кращих взлітно-посадочних характеристик	ЗСУ, МНС, мала авіація	Транспортабельність, ефективність застосування, висока ймовірність виконання	Монтаж спеціального обладнання

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), пов'язаних з його здійсненням.

Аналіз можливостей ринку та ринкових загроз базується на аналізі факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові можливості та загрози є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. SWOT - аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 4.3.

Таблиця 4.3 – SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Високоєфективний літак з арковим крилом	Слабкі сторони: атмосферні умов польоту, можлива наявність інших факторів ризику
Можливості: Проектування високоєфективного літака з арковим крилом індивідуально для клієнта.	Загрози: Виникнення сильної конкуренції.

4.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Ринкова стратегія в першу чергу передбачає визначення цільових груп потенційних споживачів.

Споживачами проекту обрано організації, що використовують, або можуть використовувати у своїй роботі літак з арковим крилом для різних цілей. Так як проект зосереджується на декількох сегментах, обрано стратегію диференційованого маркетингу. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (Таблиця 4.4).

Таблиця 4.4 – Базова стратегія розвитку

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія спеціалізації (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спиратися на лідерство по витратах у рамках сегменту легких літаків з арковим крилом. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)
Стратегія охоплення ринку	Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому. Ця стратегія може бути реалізована шляхом виготовлення уніфікованого літака з арковим крилом).
Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи	Покращення та здешевлення конструкції за рахунок масовості, підвищення ймовірності доставки вантажу в зони із високими факторами ризику.
Базова стратегія розвитку	Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує літак з арковим крилом або починає виробляти новий, не змінюючи при

	цьому його призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому ринку (Українському) або ж переходу на новий ринок).
--	--

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки (Таблиця 4.5).

Таблиця 4.5 – Вибір стратегії конкурентної поведінки

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Ні	Так	Ні	Стратегія наслідування лідеру

Стратегія лідерства по витратах передбачає, що компанія за рахунок чинників внутрішнього і/або зовнішнього середовища може забезпечити більшу, ніж у конкурентів маржу між собівартістю товару і середньоринковою ціною (або ж ціною головного конкурента). Зокрема, ця стратегія припускає, що за рахунок великих можливостей по об'ємах збуту товарів (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат. Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів.

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбенom :

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;

- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийнятного для найбільш сильного конкурента;
- низькі витрати забезпечують захист проти сильних постачальників, оскільки дають фірмі велику гнучкість у разі підвищення вхідних витрат;
- низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.
-

В ході конкурентної боротьби з використанням цієї стратегії з ринку вимушені будуть піти фірми, менш ефективні з точки зору величини і структури витрат, нездібні до проведення технологічних новацій, спрямованих на зниження витрат.

4.5 Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 4.6 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 4.6 – Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
Літак з арковим крилом	Менша ціна в порівнянні з конкурентами	Універсальність застосування, модульність конструкції

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, включають в себе:

- прямий маркетинг;
- особистий продаж;
- адресна розсилка пропозиції потенційним клієнтам;
- створення відео презентації;

- об дзвін потенційних клієнтів;
- виставки та інші заходи для просування продукту.

Основний акцент в проведенні рекламної кампанії ставиться на безпосередньому інформуванні потенційних клієнтів, з періодичною участю у різноманітних виставках, авіашоу та з використанням контекстної реклами в інтернеті.

Висновки по розділу 4

Проблемою літаків з арковим крилом є значна вартість та вузька спеціалізація використання даних літаків, тому актуально робити максимально дешевий та універсальний літак. Для цього можна використовувати технології "початку минулого століття", як найбільш дешеві та перевірені часом. Залучивши достатню кількість кваліфікованих або не дуже, робітників та забезпечивши їх необхідним інструментом можна досягти поставлених цілей по швидкому виготовленні значної кількості простих, дешевих та універсальних літаків, що зможуть задовольнити потреби найбільш вимогливих споживачів.

1. В дисертації досліджено можливість ринкової комерціалізації проекту. Є значний попит на стрімко зростаючому ринку.
2. Зменшення відстані взльоту та посадки є перспективним для впровадження у виробництво оскільки він затребування на відміну від аналогів та конкурентів, що, представленні на ринку.
3. Визначено загальні напрями використання та проаналізовано ринкові можливості щодо реалізації бізнес-проекту.

ВИСНОВКИ

В даній магістерській роботі викладені теоретичне узагальнення і вирішення актуальної наукової задачі - визначення залежностей аеродинамічних коефіцієнтів замкнутої поверхні з працюючим повітряним гвинтом, що дозволяє вирішувати завдання аеродинамічного проектування перспективних компоновок ЛА з реалізацією режиму короткого зльоту і посадки, реалізована методика аеродинамічного проектування, що має істотне значення для підвищення точності розрахунку аеродинамічних характеристик нових компоновок замкнутих крил при проектуванні перспективних літальних апаратів.

Теоретичне значення отриманих результатів полягає у визначенні закономірностей впливу параметрів компонування замкнутого аркового крила з працюючою силовою установкою на його аеродинамічні характеристики.

Практичне значення отриманих результатів полягає в отриманні залежності аеродинамічних коефіцієнтів замкнутого аркового крила можуть бути використані при визначенні основних льотно-технічних характеристик ЛА із замкнутим крилом, розрахунку аеродинамічних навантажень, що діють на конструкцію ЛА із замкнутим крилом і працюючим двигуном.

Запропонована методика досліджень аеродинамічних характеристик ЛА із замкнутим крилом може бути використана в процесі дослідження аеродинамічних характеристик замкнутих крил, гвинтових рушіїв і інших замкнутих аеродинамічних поверхонь. Результати дисертаційної роботи можуть бути застосовані при розробці перспективних ЛА з коротким злетом і посадкою і впроваджені в навчальний процес вивчення дисципліни «Сучасне проектування літального апарату».

На підставі виконаних досліджень зроблені наступні висновки:

Запропонована аеродинамічна компоновка ЛА із замкнутим арковим крилом, що дозволяє істотно збільшити несучі властивості крила, реалізувати високі максимальні значення C_{ua} і одночасно дозволяє реалізувати політ на значеннях кута атаки, істотно перевищують аналогічні значення критичного кута атаки для літаків класичної схеми. При цьому на швидкостях польоту,

відповідних крейсерським режимам, досягається рівень аеродинамічного якості, відповідний ЛА класичної схеми, а завдання балансування з достатньою ефективністю вирішується за допомогою класичного оперення;

На підставі результатів параметричних досліджень визначені параметри компоновання, що дозволяють істотно збільшити співвідношення максимальної і мінімальної швидкостей польоту ЛА. При цьому показано, що в порівнянні з класичною схемою транспортна ефективність, дальність і швидкість польоту збільшуються;

Визначено залежності аеродинамічних коефіцієнтів замкнутого аркового крила від швидкості польоту, режиму роботи силової установки і положення крила щодо потоку повітря;

Розроблені розрахункові моделі для моделювання обтікання замкнутого аркового крила з застосуванням методів обчислювальної аеродинаміки - панельно-вихровим методом і методом кінцевих елементів.

На підставі порівняльного аналізу результатів математичного моделювання виконано оцінку прийнятності використання чисельних методів, запропонований алгоритм формування розрахункової моделі для розрахункових досліджень компоновок замкнутих крил;

Розроблена методика експериментальних досліджень аеродинамічних характеристик замкнутих крил дозволяє виконати фізичне моделювання обтікання досліджуваного об'єкта такого типу, визначати характер обтікання досліджуваної моделі і її аеродинамічні характеристики;

Експериментально підтверджено, що вплив аркової передньої кромки на процес обтікання замкнутого аркового крила дозволяє реалізувати безвідривне обтікання несущої поверхні в широкому діапазоні кутів атаки, аж до падіння, ніж підтверджуються гіпотезами, прийняті нами на початку дисертаційного дослідження - реалізація високих несущих властивостей і великих значень критичного кута атаки, можливість досягнення в одній аеродинамічній компоновці малих мінімальних швидкостей польоту і високих крейсерських швидкостей польоту.

Список використаної літератури

1. Zafirov D. Closed Wing Aircraft Classification [Текст] / Dimo Zafirov. // Technical University-Sofia, Branch of Plovdiv. – 2014. – Vol. 3.
2. Prandtl L. Indiced Drag of Multiplanes [Текст] / Prandtl L. // NACA TN 182. – 1924.
3. Fredaini A. The Prandtl Wing [Текст] / Aldo Fredaini // V.K.I. Lecture Series, Pisa University – Italy. June 06-10 – 2005.
4. Wolkovitch, J. Joined-Wing Research Airplane Feasibility Study [Текст] / Wolkovitch J. // AIAA Paper 84-2471. – 1984.
5. Ligeti Stratos – сверхлегкий ЛА с сочлененным крылом и нелегкой судьбой [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://thexhs.livejournal.com/10740.html> . – 15.03.2014.
6. Gallman J. W. Design Synthesis and Optimization of Joined-Wing Transports [Текст] / J. W. Gallman, I. M. Kroo, S. C. Smith. // AIAA-90-3197. – 1990.
7. Zafirov D. UAV Research and Development in the Plovdiv Branch of Technical University-Sofia (a Survey) [Текст] / D. Zafirov, H. Panayotov. //Journal of the Technical University – Sofia, Plovdiv branch, Bulgaria, International Conference TECHSYS. – 2013. – Vol. 19.
8. Кондратьев В. П. Самолет своими руками [Текст] / В. П. Кондратьев, Л. Ф. Яснопольский. // М. Патриот. – 1993. – С. 208.
9. Kuhemann D. F.R.S.. The aerodynamic design of aircraft [Текст] / D. Kuhemann // Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. – 1985.– С. 175.
10. Woodward F. A. An improved method for the aerodynamic analysis of wing-body-tail configurations in subsonic and supersonic flow [Текст] / F. A. Woodward // PI., Jheory and Application NASA CR– 2228, p. 1, N 73-25045.
11. Вернигора В. Н. Расчет потенциальных течений около крыльев и несущих конфигураций крыло-фюзеляж [Текст] / В. Н. Вернигора, В. С. Ираклионов, Г. А. Павловец. // Труды ЦАГИ. – 1976. – вып 1803/

12. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа [Текст] / Л.Г. Лойцянский // М.: ГИТТЛ. – 1970.
13. Piomelli U. Large-Eddy Simulations of Turbulent Flows, from Desktop to Supercomputer (Invited Talk) [Текст] / U. Piomelli, A. Scotti, E. Balaras. // – 2002.
14. Mohammadi B. Analysis of the K-Epsilon turbulence model [Текст] / B. Mohammadi, O. Pironneau. //M. John Wiley & Sons. – 1994.
15. Анучин М.Г. Применение $k\varepsilon$ -модели для описания приземного слоя атмосферы [Текст] / М.Г. Анучин, В.Е. Неуважаев, И.Э. Паршуков. // Математическое моделирование физических процессов. – 2001. – вып 2. – С. 11-27.
16. Неуважаев В.Е. Расчет гравитационного турбулентного перемешивания по k - ε модели [Текст] / В.Е. Неуважаев, В.Г. Яковлев. // ВАНТ сер. Теоретическая и прикладная физика. – 1988.– вып. 1. – С. 28-36.
17. Авраменко М.И. О k - ε модели турбулентности [Текст] / М.И. Авраменко. // Препринт РФЯЦ-ВНИИ технической физики им. акад. Е.И. Забабахина, Снежинск, Россия. – 2005. – № 224.
18. Menter F. R. Zonal two-equation k - ε turbulence models for aerodynamic flows [Текст] / F. R. Menter // AIAA-Paper – 2906. – 1993.
19. Bradshaw P. Calculation of boundary layer development using the turbulent energy equation [Текст] / P. Bradshaw, D. H. Ferriss, N. P. Atwell. // J. Fluid Mech. – 1967. – v. 28. – pp. 593-616.
20. Menter F. R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model, Turbulence, Heat and Mass Transfer 4. [Текст] / F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry. //ed: K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House. – 2003. – pp. 625 - 63
21. Mcdevitt J.B. Static and Dynamic Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility [Текст] / B.J. Mcdevitt, A.F. Okuno. // United States, NASA Technical Paper 2485. – 1985.

22. Rogério F.F. An experimental study on wingtip devices for agricultural aircraft [Текст] / F.F. Rogério, M. Fernando. // ICAS 2000 CONGRESS.
23. Рахмати Ахмад. Расчетная оценка аэродинамических характеристик БПЛА с вертикальным взлетом [Текст] / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко. // Сборник научных трудов Харьковского университета воздушных сил. – Харьков, 2012. – Вып. 4(33). – С. 37–43.
24. Ahmad Rahmati. Experimental study of aerodynamic characteristics of closed parabolic wing [Текст] / Ahmad Rahmati, D.N. Zinchenko. // International Collection of scientific proceedings «European Cooperation». – Warsaw, Poland, 2016. – Vol 7, № 14. – pp. 62–71.
25. Maxwell Blair. A joined-wing flight experiment [Текст] / Blair Maxwell, R. Jonon, A. William. // Design and Analysis Methods Branch Structures Division. SFEBRUARY, 2008.–p. 213.
26. Н.Н. Глушков. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов [Текст] / Н.Н. Глушков, Ю.Л. Инешин, Ю.Н. Свириденко //Учебные записки ЦАГИ, 1989.–№ 1,Том XX.– С. 23–28.
27. «CS-VLA». DECISION NO. 2003/18/RM OF THE EXECUTIVE DIRECTOR OF THE AGENCY of 14 November 2003.
28. Кашафутдинов С. Т. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей [Текст] / С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин. // Новосибирск, 1994. – С. 80.